



Über dieses Buch

Dies ist ein digitales Exemplar eines Buches, das seit Generationen in den Regalen der Bibliotheken aufbewahrt wurde, bevor es von Google im Rahmen eines Projekts, mit dem die Bücher dieser Welt online verfügbar gemacht werden sollen, sorgfältig gescannt wurde.

Das Buch hat das Urheberrecht überdauert und kann nun öffentlich zugänglich gemacht werden. Ein öffentlich zugängliches Buch ist ein Buch, das niemals Urheberrechten unterlag oder bei dem die Schutzfrist des Urheberrechts abgelaufen ist. Ob ein Buch öffentlich zugänglich ist, kann von Land zu Land unterschiedlich sein. Öffentlich zugängliche Bücher sind unser Tor zur Vergangenheit und stellen ein geschichtliches, kulturelles und wissenschaftliches Vermögen dar, das häufig nur schwierig zu entdecken ist.

Gebrauchsspuren, Anmerkungen und andere Randbemerkungen, die im Originalband enthalten sind, finden sich auch in dieser Datei – eine Erinnerung an die lange Reise, die das Buch vom Verleger zu einer Bibliothek und weiter zu Ihnen hinter sich gebracht hat.

Nutzungsrichtlinien

Google ist stolz, mit Bibliotheken in partnerschaftlicher Zusammenarbeit öffentlich zugängliches Material zu digitalisieren und einer breiten Masse zugänglich zu machen. Öffentlich zugängliche Bücher gehören der Öffentlichkeit, und wir sind nur ihre Hüter. Nichtsdestotrotz ist diese Arbeit kostspielig. Um diese Ressource weiterhin zur Verfügung stellen zu können, haben wir Schritte unternommen, um den Missbrauch durch kommerzielle Parteien zu verhindern. Dazu gehören technische Einschränkungen für automatisierte Abfragen.

Wir bitten Sie um Einhaltung folgender Richtlinien:

- + *Nutzung der Dateien zu nichtkommerziellen Zwecken* Wir haben Google Buchsuche für Endanwender konzipiert und möchten, dass Sie diese Dateien nur für persönliche, nichtkommerzielle Zwecke verwenden.
- + *Keine automatisierten Abfragen* Senden Sie keine automatisierten Abfragen irgendwelcher Art an das Google-System. Wenn Sie Recherchen über maschinelle Übersetzung, optische Zeichenerkennung oder andere Bereiche durchführen, in denen der Zugang zu Text in großen Mengen nützlich ist, wenden Sie sich bitte an uns. Wir fördern die Nutzung des öffentlich zugänglichen Materials für diese Zwecke und können Ihnen unter Umständen helfen.
- + *Beibehaltung von Google-Markenelementen* Das "Wasserzeichen" von Google, das Sie in jeder Datei finden, ist wichtig zur Information über dieses Projekt und hilft den Anwendern weiteres Material über Google Buchsuche zu finden. Bitte entfernen Sie das Wasserzeichen nicht.
- + *Bewegen Sie sich innerhalb der Legalität* Unabhängig von Ihrem Verwendungszweck müssen Sie sich Ihrer Verantwortung bewusst sein, sicherzustellen, dass Ihre Nutzung legal ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass ein Buch, das nach unserem Dafürhalten für Nutzer in den USA öffentlich zugänglich ist, auch für Nutzer in anderen Ländern öffentlich zugänglich ist. Ob ein Buch noch dem Urheberrecht unterliegt, ist von Land zu Land verschieden. Wir können keine Beratung leisten, ob eine bestimmte Nutzung eines bestimmten Buches gesetzlich zulässig ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass das Erscheinen eines Buchs in Google Buchsuche bedeutet, dass es in jeder Form und überall auf der Welt verwendet werden kann. Eine Urheberrechtsverletzung kann schwerwiegende Folgen haben.

Über Google Buchsuche

Das Ziel von Google besteht darin, die weltweiten Informationen zu organisieren und allgemein nutzbar und zugänglich zu machen. Google Buchsuche hilft Lesern dabei, die Bücher dieser Welt zu entdecken, und unterstützt Autoren und Verleger dabei, neue Zielgruppen zu erreichen. Den gesamten Buchtext können Sie im Internet unter <http://books.google.com> durchsuchen.

95

24

ENGINEERING



Class. 629.1305

Book. Z48
v. 9-10

Acc. 570599



ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN
GÖTTINGEN, DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN
BERLIN-ADLERSHOF UND DER SCHIFFBAU-ABTEILUNG DER KGL. VERSUCHS-
ANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU IN BERLIN

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN
GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

ÖFFENTLICH ANGESTELLTER, BEEIDIGTER SACHVERSTÄNDIGER FÜR LUFTFAHRZEUGE
DER HANDELSKAMMER BERLIN UND DER HANDELSKAMMER POTSDAM, SITZ BERLIN

NIKOLASSEE BEI BERLIN, GERTRUDSTRASSE 3

TEL.: WANNSEE 769

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. F. BENDEMAN

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHS-
ANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

9. JAHRGANG
1918

MIT 226 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 19 TAFELBEILAGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1918
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

WILLIAM L. GAY
1871-1872
1873-1874

629.1305

Z 42

v 9-10

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

	Seite
Anonym, Erfolgreiche deutsche Kampfflieger	44
Heft 13/14 S. XIX, Heft 15/16 S. XVII, Heft 17/18 S. XX	
—, Handley-Page-G-Flugzeug, Bericht der Flugzeugmeisterei Adlershof	160
—, Höhenflug und Höhenluft	62
—, Der De Havilland V.-Kampfeinsitzer	38
—, Vereinheitlichung im deutschen Maschinenbau	4
—, Wissenschaftliche Nachrichten	85
Bader, H. G., Dr.-Ing., Grundlagen für planmäßige Flugzeugberechnung	17
Baudisch, Hans, Prof. Dr., Über mehrflügelige Luftschrauben	57
Bendemann, F., Professor Dr., Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand (Nachtrag zu den Lindenberg Luftschrauben-Untersuchungen)	1
—, Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben	33
Berson, A., Geheimrat Richard Abmann, Nachruf	62
Burberg, Flugtechnische Betrachtungen	84
Clößner, Leutnant d. L., Über die Neuordnung des Heereswetterdienstes	74
Everling, E., Dr., Die Steigfähigkeit der Flugzeuge (19. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt)	89
Fischer, Alex., Eine allgemeine graphische Methode, angewendet zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellung bei Flugzeugen	73
Forster, E., Oberarzt, Der Gleichgewichtssinn des Fliegers, Beobachtungen und Erfahrungen	6
Grempe, P. Max, Zur Frage der Benzin- und Petroleumversorgung Deutschlands nach dem Kriege	55
Gümbel, Prof. Dr., Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen	49
—, Das Schraubengesetz	153
H., A., Amerikanische Anforderungen an Jagdflugzeuge	40
Hatlapa, Willy, Dr.-Ing., Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelachwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen	10, 59
Hoffmann, S., Der »Fiat«-Motor A. 12	71, 121
—, Der »Hispano Suiza«-Flugmotor (Schluß)	25
Hoffmann, L., Getriebe des »Hispano Suiza«-Flugmotors	Heft 11/12, Tafel III
Hort, W., Privatdozent Dr., Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen	67
Immler, W., Kurze Kurs- und Distanztabelle für Mitteleuropa	52
Jöhrens, G., Dipl.-Ing., Zum Aufsatz von Pröll: »Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen«	38
Karmann, Th. v., und E. Trefftz, Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte	111
Kirste, Leo, Dipl.-Ing., Beanspruchung der Tragflächen	158
—, Das günstigste Längsprofil verjüngter Flugzeugstreben	36
Mises, R. v., Prof. Dr., Joseph Popper-Lynkeus. Zu seinem 80. Geburtstage am 21. Februar 1918	8
Müller-Breslau, E., Berechnung von Tragflächenholmen	105
Pröll, A., Entgegnung. (Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen von Prof. Dr.-Ing. Gümbel)	51
—, Erwiderung. (Zur Berechnung von Tragflächenholmen, Schleusner)	71
—, Versuche über den Einfluß geringer Drehzahländerung von Flugzeugmotoren auf Steigleistung und Geschwindigkeitsergebnisse	65
—, Zur Berechnung von Tragflächenholmen	141
Quittner, Der italienische Caproni-Doppeldecker	146
Ratzersdorfer, J., Ing. Dr. techn., Zur Knickfestigkeit der Tragflächenholme	131
Reißner, H., Prof. Dr.-Ing., Biegungslinie des vollkommen elastischen Stabes infolge Längskraft und Querbelastrung in der Nähe der Knicklast	125
Schapira, B., Ingenieur, Die Auswuchtmaschine System Lawaczek	53

	Seite
Schleusner, Zur Berechnung von Tragflächenholmen	71
St., A., Ing., Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes (mit Tafel VIII)	116, 137
Trefftz, E., Dr., und Th. v. Karmann, Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte	111
Trefftz, E., Dr., Zur Frage der Holmfestigkeit	101
Vorreiter, Patentschau 13, 31, 43, Heft 7/8 S. XVII, 71, 85, 103, 122, Heft 19/20 S. XVIII	
Weprek, Jos. A., Ein Beitrag zur zeitgemäßen Ausgestaltung von Großbetrieben	77
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, Geschäftliche Mitteilungen	12, 32, 47, 64, 72, 88, 104, 124
—, Berichte über die IV. ordentliche Mitgliederversammlung	48

Sachliches Register.

Allgemeine graphische Methode, angewendet zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellung bei Flugzeugen, Eine (Alex. Fischer)	70
Amerikanische Anforderungen an Jagdflugzeuge (A. H.)	43
Abmann †, Geheimrat Richard —, Nachruf (A. Berson)	62
Auswuchtmaschine System Lawaczek, Die — (Ing. B. Schapira)	53
Beanspruchung der Tragflächen (Kirste)	158
Benzin- und Petroleumversorgung Deutschlands nach dem Kriege, Zur Frage der — (P. Max Grempe)	55
Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelachwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen. (Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin)	10, 59
Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen (Prof. Dr. Gümbel)	49
Beitrag zur zeitgemäßen Ausgestaltung von Großbetrieben, Ein — (Jos. A. Weprek)	77
Berechnung von Tragflächenholmen (F. Müller-Breslau)	105
Berechnung von Tragflächenholmen, Beitrag zur — (Prof. Dr. Gümbel)	49
Berechnung von Tragflächenholmen, Zum Aufsatz von Pröll: Beiträge zur — (Dipl.-Ing. G. Jöhrens)	38
Berechnung von Tragflächenholmen, Zur — (A. Pröll)	141
Berechnung von Tragflächenholmen, Zur — (Schleusner)	71
Bericht über die IV. ordentliche Mitgliederversammlung	48
Biegungslinie des vollkommen elastischen Stabes infolge Längskraft und Querbelastrung in der Nähe der Knicklast (Prof. Dr.-Ing. H. Reißner)	125
Bücherbesprechungen 15, 44, 64, 72, 88, 104, 123, Heft 19/20 S. XVII	
Caproni-Doppeldecker, Der italienische — (Quittner)	146
De Havilland V.-Kampfeinsitzer, Der —	38
Distanztabelle für Mitteleuropa, Kurze Kurs- und — (W. Immler)	52
Drehzahländerung von Flugzeugmotoren auf Steigleistungen und Geschwindigkeitsergebnisse, Versuche über den Einfluß geringer — (A. Pröll)	65
Entgegnung. (Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen von Prof. Dr.-Ing. Gümbel) (Pröll)	51
Erfolgreiche deutsche Kampfflieger	44, Heft 13/14 S. XIX, Heft 15/16 S. XVII, Heft 17/18 S. XX
Erwiderung. (Zur Berechnung von Tragflächenholmen, Schleusner) (A. Pröll)	71
Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelachwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen, Beitrag zum rechnerischen — (Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin)	10, 59
»Fiat«-Motor A. 12, Der — (S. Hoffmann)	79, 121
Fliegers, Der Gleichgewichtssinn des —, Beobachtungen und Erfahrungen von Oberarzt E. Forster	6
Flugmotor, Der »Hispano Suiza« — (Schluß) (S. Hoffmann)	25

579599

	Seite
Flugmotors, Getriebe des »Hispano Suiza« — (L. Hoffmann)	Tafel III
Flugtechnische Betrachtungen (Burberg)	84
Flugzeuge. (19. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.) Die Steigfähigkeit der — (E. Everling)	89
Flugzeugberechnung, Grundlagen für planmäßige — (Dr.-Ing. H. G. Bader)	17
Flugzeugmotoren auf Steigleitung und Geschwindigkeitsergebnisse, Versuche über den Einfluß geringer Drehzahländerung von — (A. Pröll)	65
Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes (mit Tafel VIII) (Ing. A. St.)	116, 137
Flugzeugstreben, Das günstigste Längsprofil verjüngter — (Dipl.-Ing. Leo Kirste)	30
Geheimrat Richard Aßmann † (A. Berson)	62
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt	12, 32, 47, 64, 72, 88, 104, 124
Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen, Ein neues Instrument zur — (Privatdozent Dr. W. Hort)	67
Getriebe des »Hispano Suiza«-Flugmotors (L. Hoffmann) Heft 11/12	Tafel III
Gleichgewichtssinn des Fliegers, Der —, Beobachtungen und Erfahrungen von Oberarzt E. Forster	6
Graphische Methode, angewendet zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellung bei Flugzeugen, Eine allgemeine — (Alex. Fischer)	73
Grundlagen für planmäßige Flugzeugberechnung (Dr.-Ing. H. G. Bader)	17
Großbetrieben, Ein Beitrag zur zeitgemäßen Ausgestaltung von — (Jos. A. Weprek)	77
Günstigste Längsprofil verjüngter Flugzeugstreben, Das — (Dipl.-Ing. Leo Kirste)	30
Handley-Page-G-Flugzeug, Bericht der Flugzeugmeisterei Adlershof	160
Heereswetterdienstes im Frieden, Über die Neuordnung des — (Leutnant d. L. Clößner)	74
»Hispano Suiza«-Flugmotor, Der — (Schluß) (S. Hoffmann)	25
»Hispano Suiza«-Flugmotors, Getriebe des — (L. Hoffmann)	Tafel III
Höhenflug und Höhenluft	62
Holmfestigkeit, Zur Frage der — (Dr. E. Trefftz)	101
Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen, Ein neues — (Privatdozent Dr. W. Hort)	67
Italienische Caproni-Doppeldecker, Der — (Quittner)	146
Jagdflugzeuge, Amerikanische Anforderungen an — (A. H.)	40
Joseph Popper-Lynkeus. Zu seinem 80. Geburtstage am 21. Februar 1918 (Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. Els.)	8
Kampfeinsitzer, Der De Havilland V. —	38
Kampfflieger, Erfolgreiche deutsche — 44. Heft 13/14 S. XIX, Heft 15/16 S. XVII, Heft 17/18 S. XX	
Knickfestigkeit der Tragflächenholme, Zur — (Ing. Dr. techn. J. Ratzendorfer)	131
Knicklast, Biegelinie des vollkommen elastischen Stabes infolge Längskraft und Querbelaftung in der Nähe der — (Prof. Dr.-Ing. H. Reißner)	125
Kurze Kurs- und Distanztabelle für Mitteleuropa (W. Immler)	52
Luftschaube im Stand. (Nachtrag zu den Lindberger Luftschrauben-Untersuchungen.) Der Strömungsvorgang an der — (F. Bendemann)	1
Luftschauben, Über mehrflügelige — (Prof. Dr. Hans Baudisch)	57
Mitgliederversammlung, Bericht über die IV. ordentliche —	48
Patentschau (Vorreiter)	13, 31, 43, Heft 7/8 S. XVII, 71, 85, 103, 122, Heft 19/20 S. XVIII
Popper-Lynkeus. Zu seinem 80. Geburtstage am 21. Febr. 1918, Joseph — (Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. Els.)	8
Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. (Th. v. Karmann und E. Trefftz)	111
Schraubengesetz, Das — (Gümbel)	153
Steigfähigkeit der Flugzeuge. (19. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.) Die — (E. Everling)	89
Strömungsvorgang an der Luftschaube im Stand. (Nachtrag zu den Lindberger Luftschrauben-Untersuchungen.) Der — (F. Bendemann)	1
Tragflächenholme, Zur Knickfestigkeit der — (Ing. Dr. techn. J. Ratzendorfer)	131
Tragflächen, Beanspruchung der — (Kirste)	158
Tragflächenholmen, Beitrag zur Berechnung von — (Prof. Dr. Gümbel)	49
Tragflächenholmen, Berechnung von — (F. Müller-Breslau)	105
Tragflächenholmen, Zur Berechnung von — (A. Pröll)	141
Tragflächenholmen, Zur Berechnung von — (Schleusner)	71
Tragflächenquerschnitte, Potentialströmung um gegebene — (Th. v. Karmann und E. Trefftz)	111

	Seite
Über die Neuordnung des Heereswetterdienstes im Frieden (Leutnant d. L. Clößner)	74
Über mehrflügelige Luftschauben (Prof. Dr. Hans Baudisch)	57
Vereinheitlichung im deutschen Maschinenbau	4
Versuche über den Einfluß geringer Drehzahländerung von Flugzeugmotoren auf Steigleistung und Geschwindigkeitsergebnisse (A. Pröll)	65
Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben (F. Bendemann)	33
Wissenschaftliche Nachrichten	85
Zum Aufsatz von Pröll: »Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen« (Dipl.-Ing. G. Jöhrens)	38
Zündapparate des feindlichen Auslandes (mit Tafel VIII), Flugzeugmotoren — (Ing. A. St.)	116, 137
Zur Berechnung von Tragflächenholmen (A. Pröll)	141
Zur Berechnung von Tragflächenholmen (Schleusner)	71
Zur Frage der Benzin- und Petroleumversorgung Deutschlands nach dem Kriege (P. Max Grempe)	51
Zur Frage der Holmfestigkeit (Dr. E. Trefftz)	105

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr. Robert Boveri, Mannheim-Käferthal, Anordnung zur Zündmomentverstellung (308212)	103
Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr. R. Boveri, Mannheim-Käferthal, Anordnung des magnetischen Kreises bei elektrischen Zündapparaten (307977)	86
Aktiengesellschaft für Verzinkerei und Eisenkonstruktion vorm. Jakob Hilgers, Rheinbrohl, Drehbares Schiebertor, insbesondere für Flugzeughallen (303771)	14
Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin, Vorrichtung zum Auswuchten rotierender Körper (310884)	164
Andersen, Friedrich, Klausdorf-Holtztau, Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (308139)	103
Arbenz, Eugen, Zürich, Schweiz, Kühler mit auswechselbaren Kühlzellenzwischenmitgliedern (310245)	164
Archenhold, Dr. Friedrich S., Berlin-Treptow, Vorrichtung zum Niederschlagen von atmosphärischem Nebel (306293)	Heft 7/8 S. XVII
Argus-Motorengeellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf, Bolzensicherung für Motorkolben (309929)	164
Bader, D.-Ing. Hans, Berlin, Stübgenstr. 8, Kursdreieck für Luftfahrzeuge mit unmittelbarer Ablesbarkeit des Kompaßkurses (304408)	31
Bauer, Heinrich, Karbidwerk Freyung v. W., Niederbayern, Einhol- und Ablaufvorrichtung für Seeflugzeuge (310423)	164
Baum, Albrecht, Wiesbaden, Wilhelminenstr. 4, Flugzeug (308122)	103
Beer, Bernard de., Amsterdam, Flugzeug, bei dem die Tragflächen gemeinsam mit dem Höhensteuer verstellbar werden können (307486)	72
Beese-Boutard, Frau Melli, Berlin-Johannisthal, Verfahren und Vorrichtung zur automatischen Bestimmung der Abtrift von Flugzeugen und Luftschiffen (306635)	72
Begas, Gottfried, Dipl.-Ing., Berlin, Aschaffenerstr. 16, Schalldämpfer für Verbrennungskraftmaschinen (310287)	164
Bernards, Franz, Neukölln, Anzengruberstr. 25, Selbsttätige Schmiervorrichtung mit Druckluftzerstäuber für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen (307897)	86
Bielefeld, Ernst, Wilhelmshaven, Moltkestr. 2, Vorrichtung zum Einführen von Brennstoffen bei Einspritz-Verbrennungskraftmaschinen (304141)	14
Bielefeld, Ernst, Wilhelmshaven, Wasserflugzeug mit über dem Hinterteil des Bootes gelagertem Propeller (308147)	103
Bier, Heinrich, Aszod, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Kompaß für Flugzeuge (309589)	152
Bier, Heinrich, Budapest; Vertr.: Dipl.-Ing. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Schwimmbfähige Tragfläche für Flugzeuge (674742)	44
Borck, Paul, Berlin, Burgstr. 29, und Heinrich Fitte, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8, Anzeigewerk für Benzinbehälter u. dgl. (305717)	44
Bosch Magneto Company, New York, Vertr.: A. de Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Anlaßelektromotor; Zus. z. Pat. 271222. (310887)	104
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart, Unterbrecher für Zündmaschinen (310234)	164
Bosch, Akt.-Ges., Robert, Stuttgart, Elektrisches Ferntachometer mit Wechselstromdynamo (307534)	86

Seite		Seite
	Bosch, Akt.-Ges., Robert, Stuttgart, Unterbrecher für die elektrische Zündung von Verbrennungsmotoren (307978)	Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel, Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlinggerfehlern (307847).
86	Bosch, Akt.-Ges., Robert, Stuttgart, Unterbrecher für Explosionsmotorenzündung (307955)	86
86	Bosch, Akt.-Ges., Robert, Stuttgart, Unterbrecher für Zündvorrichtungen; Zus. z. Pat. 246227 (308217)	Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel, Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlinggerfehlern; Zus. z. Pat. 307847 (308722)
103	Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Anordnung der Zündmaschine und einer Dynamomaschine für Motorfahrzeuge (307950)	123
	Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Magnetelektrische Zündmaschine (307536)	Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel, Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlinggerfehlern; Zus. z. Pat. 307847 (308721)
	Brauner, Erich, Breslau, Breitestr. 38, Nach oben schlagbares Laufgestell für Flugzeuge (310857)	123
	Braun, Dr. Johannes, Höchst a. M., Steuereckmesser für Luftfahrzeuge (074771)	86
	Bucher, Franz, Lindau-Reutin i. B., Luftschraube mit hohlen Flügeln (B. 82377)	Goebel, Jean, Darmstadt, Griesheimer Weg 57, Propellerbefestigung (304030)
	Burkhardt, Hermann, Seemos b. Friedrichshafen a. B., Einrichtung für Luftfahrzeuge zum Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrichtungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die andere die Richtungsänderungen anzeigt (304615)	14
	Bücher, Heinrich, Wiesbaden, Mauritiuspl. 2, Meßinstrument zum Messen der Wegelängen auf Landkarten (074873)	86
	Christensen, Niels Anton, Milwaukee, V. St. A., Steuervorrichtung für zusätzliche Druckluft an Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Kraftfahrzeuge	Goldberg, Otto, Neukölln, Friedelstr. 51, und Max Wild, Charlottenburg, Bismarckstr. 97/98, Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen (308283)
	Conrad, Robert, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205, Kolben für Verbrennungskraftmaschinen (303667)	104
	Dahlhelm, Otto, Halle a. S., Landsbergerstr. 50, Lenkvorrichtung für Flugzeugmodelle (309686)	Graeb, Johannes, Halle a. S., Gartenstr. 6, Tangential beaufschlagte Verbrennungsturbine (304508)
	Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim, Explosionsmotor mit Stahlzylinder und Stahlkühlmantel (310328)	44
	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim, Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende Rohrschieber (303434)	31
	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim, Vergaser für Verbrennungskraftmaschinen mit Haupt- und Zusatzlufteinlaß (297938) »K« — auf Grund der Verordnung über den Ausschluß der Öffentlichkeit für Patente und Gebrauchsmuster vom 8. Februar 1917 ohne vorausgegangene Bekanntmachung der Anmeldung erteilt	Grönkist, Oskar Robert, Katrineholm, Schweden; Vertr.: Dr. G. Rauter, Pat.-Anw., Berlin W 9, Membraneinspritzventil (304032)
	Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H., Lindenthal-Leipzig, Motorenanordnung usw. (621891)	104
	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, Geschwindigkeitsmesser für Flüssigkeiten und Gase (309533)	Gruyter, Dr. Paul de, Charlottenburg, Bismarckstr. 10, Bombenabwurfvorrichtung (303442)
	Dortmunder Brückenbau C. H. Jucho, Dortmund, Bewegliche Wand für Hallen, Schleusen oder ähnliche Bauten mit fernrohrartig ausziehbaren und zusammenschiebbaren Wandteilen, die durch Stufentrennrollen angetrieben werden (303047)	14
	»Elemge«, Elektro-Maschinengewehr-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M., Vom Motor gesteuertes Maschinengewehr für Flugzeuge (308114)	Grünwald, Hans, Hannover, Fundstr. 20, Hohle Radbereifung aus Zellstoff (309068)
	Fels, Dr. Bruno, Berlin, Düsseldorfstr. 1, Vergaservorrichtung für Verpuffungskraftmaschinen, insbesondere von Kraftfahrzeugen (307913)	104
	Fitte, Friedrich, Berlin, Prinzenstr. 86, Zeigerwerk für Flüssigkeitsstandmesser mit Schwimmer (F. 42342)	Hammer, Paul, Berlin-Lichterfelde, Schwimmkörper für Wasserflugzeuge (305332)
	Fitte, Heinrich, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8, und Paul Borck, Berlin, Burgstr. 29, Anzeigewerk für Benzinbehälter u. dgl. (305717)	44
	Fliegel, Propellerbau-G. m. b. H., Kurt, Potsdam, Propeller (304639)	Hansen, Friedrich, Köln a. Rh., Auerstr. 4, Kugelpflanzenlagerung, insbesondere für Kolben und Pleuellstangen von Verbrennungskraftmaschinen (308193)
	Fliegel, Propellerbau-G. m. b. H., Kurt, Potsdam, Splitter-sicherer Propeller (303500)	103
	Froehlich, Wilhelm, Wannsee bei Berlin, Hohlter Propellerflügel aus Blech (310827)	Hartmann & Braun Akt.-Ges., Frankfurt a. M., Beobachterbrille mit gleichzeitiger Verstellung beider Irisblenden (304616)
	Frommert, Max, Berlin, Muskauerstr. 5, Lagerschalenausheber für Verbrennungsmotoren (309707)	32
	Fueß, R., vormals J. G. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz, Aneroidbarometerkapsel; Zus. z. Pat. 288537 (309578)	Hartmann, Otto, Berlin, Hussitenstr. 42, Vergaser (309782)
	Garuda-Flugzeug- und Propellerbau G. m. b. H., Neukölln, Naumburgerstr. 42/43, Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung (310407)	152
	Garuda Flugzeug- und Propellerbau-G. m. b. H., Neukölln, Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung (G. 44823)	Havens, John Thomas, Asbury Park, New Jersey, V. St. A., Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern (309664)
	Geka-Werke Offenbach Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach a. M., Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge (303594)	152
		Haverländer, Adolf, und Hans Ricke, Spremberg N.-L., Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge (R. 45470)
		14
		Heat Corporation Niagara Falls, & United States Ligh, Niagara County, New York, V. St. A., Vertr.: Dipl.-Ing. Georg Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Dynamomotor zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen (306558)
		72
		Heyde, Fa. Gustav, Dresden, und Landgrebe, Karl Otto, Kaulbachstr. 25, Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen (305340)
		44
		Heßler, Dipl.-Ing. Rudolf, Leipzig, Scheffelstr. 38, Rohrschiebersteuerung für Verbrennungs-Zweitaktmotoren (H. 62754)
		103
		Heymann, Dr.-Ing. Hans, und Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H., Näherungsverfahren zum Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen (306844)
		72
		Hildebrand, Heinrich, Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrichstraße 10, Verfahren zum Vergasen flüssiger Brennstoffe (308105)
		103
		Hocke, Eduard, Berlin, Krüllstr. 4, Auspufftopf für Verbrennungskraftmaschinen (309932)
		72
		Horch & Cie., Motorwagenwerke, Akt.-Ges., A. Zwickau i. Sa., Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle (H. 60078)
		103
		86
		Horchwerke Aktiengesellschaft, Zwickau i. Sa., Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle (310444)
		104
		44
		Horn, Fa. Dr. Th., Leipzig-Großschocher, Mikromanometer, bestehend aus einem Flüssigkeitsgefäß mit angesetztem, nach einem beliebigen Neigungswinkel einstellbarem Meßrohr zur Bestimmung von Druckunterschieden (H. 74030)
		152
		44
		Hornig, Heinrich, Mahlsdorf b. Berlin, Geschwindigkeitsmesser mit zeitweise eingeschaltetem Zeiger (304450)
		32
		104
		Kieling, Wilhelm, Frankfurt a. M., Weismüllerstr. 22, Verbrennungskraftmaschinen mit kreisendem Zylinder (307298)
		72
		152
		Klee, Johannes, Hamburg, Kaiser-Wilhelmstr. 67, Bombenabwurfvorrichtung (308134)
		103
		152
		Koch, Hermann, Königsberg i. Pr., Steindamm 37, Sicherungsvorrichtung gegen Rückzündung beim Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen (310930)
		104
		104
		Koselleck, Richard, Hildesheim, Dammstr. 12, Als Fahrrad benutzbares Flugzeug (310247)
		104
		104
		Krupp Friedr., A.-G., Germaniaerwerft, Kiel-Gaarden, Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, dessen zylindrischer Teil vom Kolbenboden frei getragen wird (303008)
		14
		104
		Kylliginen, Juhana, Helsingfors, Finnland, Verbrennungskraftmaschine (310443)
		104

	Seite		Seite
Lachmann, Henry, Hochallee 21, und Julius Wiese, Neuersteinweg 60, Hamburg, Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels (305383)	44	Reik, Hugo, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Bleuelstangenordnung (303435)	14
Landgrebe, Karl Otto, Dresden, Kaulbachstr. 25, Zündkerze, (310216)	104	Reik, Hugo, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern	32
Landgrebe, Karl Otto, Kaulbachstr. 25, und Fa. Gustav Heyde, Dresden, Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen (305340)	44	Reiker, Hugo, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Verbrennungskraftmaschinen (309735)	152
Lentz, Walter, Bremen, Baumstr. 52, Fallgeschloß für Luftfahrzeuge (309505)	152	Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5, Hülle zur Übertragung der von Gasdruck in den Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen (304443)	44
Lohner & Co., Jakob, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 290121 (310824)	104	Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5, Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge (305739)	44
Lohne & Co., Jakob, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Lenkbares Fahrgestell für Flugzeuge (304048)	14	Rieck, Hans, und Adolf Haverländer, Spremberg N.-L., Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge (R. 45470)	103
Lorbach, Joseph, Berlin-Schöneberg, Kolonnenstr. 1, Zweizylindrige Zweitaktexplosionskraftmaschine (308781)	152	Riedler, Alois, Charlottenburg, Berlinerstr. 171, Drehschiebersteuerung für Verbrennungsmaschinen (R. 44204)	103
Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Berlin, Starres Luftschiff mit als Laufgang ausgebildetem Kiel (309935)	104	Schebeler, Hans, Hermsdorf, Ndb., Waldseestr. 33, Dreidecker (074950)	44
Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Auswechselbares Ölfilter mit selbsttätigem Ölabschluß (308752)	123	Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H., Karl, und Dr.-Ing. Hans Heymann, Kießstr. 127, Darmstadt, Näherungsverfahren zum Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen (306844)	72
Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Feindruckmesser zur Messung von kleinen Druckdifferenzen bei Luft-, Wasser- und Landfahrzeugen (307530)	85	Schimaneck, Emil, Budapest; Vertr.: Hans Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Indikator zum Messen des mittleren Druckes in den Zylindern von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978 (305477)	44
Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Kühlerabschlußventil (308218)	103	Schimaneck, Emil, Budapest; Vertr.: Hans Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Verfahren und Vorrichtung zum Messen des mittleren Druckes in den Zylindern von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978 (305740)	44
Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Hilfs gondel für Luftschiffe (307940)	86	Schmidt, Alfred, Berlin, Emdenerstr. 17, Antrieb für Nockenwelle und Hilfsmaschinen von Verbrennungskraftmaschinen (308194)	103
Luftschiffsantrieb-G. m. b. H., Berlin, Seilführung von hin und her bewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen (308374)	104, 123	Schroeder, Wilhelm, Königswusterhausen, Fallschirm für Flugzeuge (310825)	164
Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Einrichtung zur Aufrechterhaltung einer ungestörten Brennstoffzufuhr bei Verbrennungskraftmaschinen für Luftfahrzeuge (300642)	72	Schulz, Richard, Hannover, Grubenstr. 20, Einrichtung zur Abgabe tönender Zeichen von Luftfahrzeugen (309036)	152
Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugzeug (310397)	104	Schwade, H. James, Erfurt, Bismarckstr. 24, Saugventil für Maschinen mit umlaufenden Zylindern (305423)	44
Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugzeug, dessen Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen (303772)	14	Seely, Horace, Butterfield, Portland, Oregon, V. St. A., Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Jarsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Vorrichtung zur astronomischen Ortsbestimmung mit Hilfe einer durch ein Uhrwerk ständig auf einen Himmelskörper zu richtenden Visiervorrichtung (304553)	32
Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 293515 (308099)	86	Seibert, Fa. B., Saarbrücken, Verfahren zur Aufstellung von Luftschiffhallen (304002)	14
Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren (310390)	104	Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin, Schmier- vorrichtung für Umlaufmaschinen (307837)	86
Meister Alfred, Berlin-Schöneberg, Mühlenstr. 6, Kühler, insbesondere für Flugmotoren (305341)	44	Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin, Abschußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen (308375)	104, 123
Meyer, Ludwig, Bochum, Hernerstr. 153, Bombe mit Fallschirm für Luftfahrzeuge (304015)	44	Simon, Albert, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 26, In Einzelzellen unterteilter Prallschifftragkörper mit Außenballonett (304047)	14
Morell, Wilhelm, Leipzig, Apelstr. 4, Fliehkraft-Tachometer (309734)	152	Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21, und Valentin Weil, Bergen, Kr. Hanau, Heizvorrichtung für in Flugzeugen eingebaute Maschinengewehre (309706)	152
Morell, Wilhelm, Leipzig, Apelstr. 4, Venturirohr für Geschwindigkeitsmessungen von Gasen (305339)	44	Soden-Fraunhofen, Dipl.-Ing. Graf v., und Zahnradfabrik G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Fernsteuerung für Geschwindigkeitswechselgetriebe von Kraftfahrzeugen (074763)	44
Neuland Magnetos, Limited, New York, Vereinigte Zündungs- und Beleuchtungseinrichtung für Fahrzeuge mit Verbrennungsmotoren (306792)	72	Soden-Fraunhofen, Dipl.-Ing. Graf Alfred v., und Zahnradfabrik G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Für Kraftfahrzeuge bestimmtes Zahnradwechselgetriebe mit Schaltstangen (074468)	44
Österr.-Ung. Flugzeugfabrik »Aviatik« G. m. b. H., Wien, Lager für Verwindungsklappen (O. 10247)	103	Sperry, Elmer Ambrose, New York, V. St. A., Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Kreiselkompaß (305769)	44
Paelson, Hjalmar, Virket, Malinö, Schweden; Vertr.: F. A. Hoppen, Pat.-Anw., Berlin SW 68, Einlaß- und Auslaßdreh-schieber für Mehrzylinderverbrennungsmaschinen (308678)	123	Sperry Gyroscope Comp., The —, Brooklyn, New York, V. St. A. Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Kreiselkompaß (305415)	44
Perman, Emil, Stockholm, Schweden; Vertr.: A. Elliot und Dipl.-Ing. R. Geißler, Pat.-Anw., Berlin SW 48, Kompaß mit durchsichtigen Böden, Spiegelablesung und Dioptern (304765)	44	Sperry Gyroscope Company, The —, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Vorrichtung zum Ablesen des wahren Kurses an Kreiselkompassen; Zus. z. Pat. 288818 (304614)	32
Plath, Fa. C., Hamburg, Schwimmkompaß (304552)	32	Strobel, Alfons, Schöna u. Chemnitz, Spritzvergaser (304536)	32
Pieske, Gustav, Berlin, Blücherstr. 1, Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootkörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern (307561)	86	Sturm, Wilhelm, Lörrach, Vergaser für Explosionskraftmaschinen (St. 30550)	103
Popp, M. & R., Pforzheim, Bombenabwurfvorrichtung (308314)	104, 123	Sturm, Wilhelm, Lörrach, Vergaser für Explosionskraftmaschinen (310870)	104
Pütz, Leonhard, Köln-Kalk, Bertramstr. 22, Verschiebbare Schrägnocken für Brennstoffpumpen von Verbrennungskraftmaschinen (303050)	14	Stuttgen, Otto, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32, Leuchtvorrichtung für Luftfahrzeuge (303722)	14
Rahtjen, Dr. Arnold, Berlin, Boxhagenerstr. 26, Propeller mit durch Metallaufgabe geschützter Eintrittskante für Flugzeuge (075048)	44		
Rau, Friedrich, Berlin, Kesselstr. 16, Flugzeug mit verstellbaren Flügeln (310292)	104		

	Seite		Seite
Tachometerbau Lehbeck & Co., Berlin, Aufzugsvorrichtung für Geschwindigkeitsmesser (308677)	123	Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen, Dynamomotor zum — (306558), United States Ligh & Heat Corporation Niagara Falls, Niagara County, New York, V. St. A.; Vertr.: Dipl.-Ing. Georg Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11	72
Theune, Charles, Berlin, Darmstädterstr. 8, Apparat zur Bestimmung und Aufzeichnung von Windrichtungen (308699)	123	Antrieb für Nockenwelle und Hilfsmaschinen von Verbrennungskraftmaschinen (308194), Schmidt, Alfred, Berlin, Emdenerstr. 17	103
Tigerstedt, Eric Magnus Campbell, Kopenhagen, Verfahren und Einrichtung zum Übertragen von Schallwellen hörbarer Töne (309534)	152	Anzeigewerk für Benzinbehälter u. dgl. (305717), Fitté, Heinrich, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8, und Paul Borck, Berlin, Burgstr. 29	44
United States Ligh & Heat Corporation Niagara Falls, Niagara County, New York, V. St. A.; Vertr.: Dipl.-Ing. Georg Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11, Dynamomotor zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen (306558)	72	Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge (R. 45470), Haverländer, Adolf, und Rieck, Hans, Spremberg N.-L.	103
Ursinus, Oskar, Frankfurt a. M., Bahnhofpl. 8, Rumpfdoppeldecker (370382)	72	Apparat zur Bestimmung und Aufzeichnung von Windrichtungen (308699), Charles Theune, Berlin, Darmstädterstr. 8	123
Veigel, Andreas, Kannstatt-Stuttgart, Bismarckstr. 79, Flugzeitzähler für Luftfahrzeuge; Zus. z. Pat. 305314 (308270)	104, 123	Astronomischen Ortsbestimmung mit Hilfe einer durch ein Uhrwerk ständig auf einen Himmelskörper zu richtenden Visiervorrichtung, Vorrichtung zur — (304553), Horace Seely, Butterfield, Portland, Oregon, V. St. A., Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Jarsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anw., Berlin SW 11	32
Vollmer, Joseph, Charlottenburg, Schlüterstr. 52, Verfahren zum Betriebe von Zweitaktverbrennungskraftmaschinen (303676)	14	Atmosphärischem Nebel, Vorrichtung zum Niederschlagen von — (306293), Archenhold, Dr. Friedrich S., Berlin-Treptow Heft 7/8, S. XVII	
Wagner, Rudolf, Dr., Hamburg, Bismarckstr. 105, Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge (310826)	164	Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrichtungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die andere die Richtungsänderungen anzeigt, Einrichtung für Luftfahrzeuge zum — (304615), Hermann Burkhardt, Seemos b. Friedrichshafen a. B.	31
Wangemann, Dipl.-Ing. Dr. Paul, Berlin-Schöneberg, Freiherr von Stein-Str. 12, Lamellenkühler für Explosionsmotoren mit auswechselbaren Kühlelementen (304850)	44	Aufzugsvorrichtung für Geschwindigkeitsmesser (308677), Tachometerbau Lehbeck & Co., Berlin	123
Warchalowski, Karl, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. Stefan Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61, Kombiniertes Luft- und Wassertorpedo (307280)	72	Auspufftopf für Verbrennungskraftmaschinen (306932), Eduard Hocke, Berlin, Krüllstr. 4	72
Wärme-Verwertungsgesellschaft m. b. H., Siemensstadt b. Berlin, Einrichtung zum Kühlen der Zylinder von Gasmaschinen mittels unter Druck gehaltenen und durch eine Pumpe mit Rückschlagventil bewegten heißen Wassers (310399)	164	Auswuchten rotierender Körper, Vorrichtung zum — (310884) Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	164
Weil, Valentin, Bergen, Kr. Hanau und Eduard Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21, Heizvorrichtung für in Flugzeugen eingebaute Maschinengewehre (309706)	152	Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen, Näherungsverfahren zum — (306844), Dr.-Ing. Hans Heymann und Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H.	72
Wiegand, Karl, Frankfurt a. M., Günderrodestr. 16, Gehäuse für Flugzeug-Umlaufmotoren (310248)	164	Benzinbehälter u. dgl., Anzeigewerk für — (305717), Paul Borck, Berlin, Burgstr. 29, und Heinrich Fitté, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8	44
Wiese, Julius, Neuersteigweg 60, und Henry Lachmann, Hochallee 21, Hamburg, Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels (305383)	44	Beobachterbrille mit gleichzeitiger Verstellung beider Irisblenden (304616), Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M.	32
Wild, Max, Charlottenburg, Bismarckstr. 97/98, und Otto Goldberg, Neukölln, Friedelstr. 51, Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen (308283)	104, 123	Bewegliche Wand für Hallen, Schleusen oder ähnliche Bauten mit fernrohrartig ausziehbaren und zusammenschiebbaren Wandteilen, die durch Stufentrommeln angetrieben werden (303647), Dortmunder Brückenbau C. H. Jucho, Dortmund	14
Wimplinger, Dipl.-Ing. Georg, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24, Brennstoffpumpe mit mehrfach wirkenden Stufenkolben (304142)	14	Bleuelstangenanordnung (303435), Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11	14
Wimplinger, Georg, Dipl.-Ing., Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24, Sicherheitsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (310215)	164	Bolzensicherung für Motorkolben, (309929), Argus-Motorengesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf	164
Wladimiroff, Theodor, St. Petersburg, Rußl., Vorrichtung zum Einführen frischer Luft in den Arbeitszylinder einer Zweitaktexplosionskraftmaschine (310418)	163	Bombe mit Fallschirm für Luftfahrzeuge (304015), Ludwig Meyer, Bochum, Hernerstr. 153	44
Woodward, Charles Daniel, Providence, Rhode Island, C. St. A.; Vertr.: Dr. Ludwig Strasser, Berlin, Askanischer Platz 3, Vorrichtung zur Bestimmung der Richtung und geographischen Lage von Fahrzeugen (304554)	32	Bombenabwurfvorrichtung (303442), Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10	14
Zahnradfabrik G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Graf v. Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B., Fernsteuerung für Geschwindigkeitswechselgetriebe von Kraftfahrzeugen (674763)	44	Bombenabwurfvorrichtung (308134), Johannes Klee, Hamburg, Kaiser-Wilhelmstr. 67	103
Zahnradfabrik G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Graf Alfred v. Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B., Für Kraftfahrzeuge bestimmtes Zahnradwechselgetriebe mit Schaltstangen (674768)	44	Bombenabwurfvorrichtung (308314), M. & R. Popp, Pforzheim	104, 123
		Brennstoffpumpe mit mehrfach wirkenden Stufenkolben (304142), Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24	14
		Brennstoffpumpen von Verbrennungskraftmaschinen, Verschiebbare Schrägnocken für — (303650), Leonhard Pütz, Köln-Kalk, Bertramstr. 22	84
		Brennstoffzufuhr bei Verbrennungskraftmaschinen für Luftfahrzeuge, Einrichtung zur Aufrechterhaltung einer ungestörten — (306642), Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	72
		Doppeldeckern, Verspannung für die Tragflächenzellen von — (309664), John Thomas Havens, Asbury Park New Jersey, V. St. A.	152
		Drehstiebersteuerung für Verbrennungsmaschinen (R. 44204), Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstr. 171	103
		Dreidecker (074950), Hans Schebeler, Herdorf, Ndb., Waldseest. 33	44
		Dynamomotor zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen (306558), United States Ligh & Heat Corporation Niagara Falls, Niagara County, New York, V. St. A.; Vertr.: Georg Benjamin, Dipl.-Ing., Pat.-Anw., Berlin SW 11	72
		Einlaß- und Auslaßdrehstieber für Mehrzylinderverbrennungsmaschinen (308678), Hjalmar Paelson, Virket, Malmö, Schweden; Vertr.: F. A. Hoppen, Pat.-Anw., Berlin SW 68	123

Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Abchußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen (308375), Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin	104, 123
Abtrieb von Flugzeugen und Luftschiffen, Verfahren und Vorrichtung zur automatischen Bestimmung der — (306635), Beese-Boutard, Frau Melli, Berlin-Johannisthal	72
Anerkennungsmarkierungskapsel; Zus. z. Pat. 288537 (309578), R. Fueß, vormals J. G. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz	152
Anlaßelektromotor, (Zus. z. Pat. 271222) (310887), Bosch Magneto Company, New York, Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	164
Anlassen von Explosionskraftmaschinen, Vorrichtung zum — (308283), Max Wild, Charlottenburg, Bismarckstr. 97/98 und Otto Goldberg, Neukölln, Friedelstr. 51	104, 123

	Seite		Seite
Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern; Zus. z. Pat. 307847 (308721), Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel	123	Flugzeug-Umlaufmotoren, Gehäuse für — (310248), Karl Wiegand, Frankfurt a. M., Günderrödestr. 10	104
Einrichtung für Luftfahrzeuge zum Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrichtungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die andere die Richtungsänderungen anzeigt (304615), Hermann Burkhardt, Seemos b. Friedrichshafen a. B.	31	Flüssigkeitsstandmesser mit Schwimmer, Zeigerwerk für — (F. 42342), Friedrich Fitte, Berlin, Prinzenstr. 86	103
Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 290121, Jakob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anw., Berlin SW 61	104	Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen, Hülle zur Übertragung der von Gasdruck in den — (304443), Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstraße 5	44
Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge (310820), Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarckstr. 105	104	Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle, Vorrichtung zur — (H. 60078), A. Horch & Cie., Motorwagenwerke, Akt.-Ges., Zwickau i. S.	10
Einspritz-Verbrennungskraftmaschinen, Vorrichtung zum Einführen von Brennstoffen bei — (304141), Ernst Bielefeld, Wilhelmshaven, Moltkestr. 2	14	Geographische Lage von Fahrzeugen, Vorrichtung zur Bestimmung der Richtung und — (304554), Charles Daniel Woodward, Providence, Rhode Island, C. St. A.; Vertr.: Dr. Ludwig Strasser, Berlin, Askaniischer Platz 3	32
Ein- und Auslaßventil für Verbrennungskraftmaschinen, Vereinigtes — (309735), Hugo Reiker, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11	152	Geschwindigkeitsmesser, Aufzugsvorrichtung für — (308077), Tachometerbau Lehmbeck & Co., Berlin	123
Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern, Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11	32	Geschwindigkeitsmesser für Flüssigkeiten und Gase (309533), Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin	152
Explosionsmotor mit Stahlzylinder und Stahlkühlmantel (310328), Daimler Motorenengesellschaft, Untertürkheim	104	Geschwindigkeitsmesser mit zeitweise eingeschaltetem Zeiger (304450), Heinrich Hornig, Mahlsdorf b. Berlin	32
Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende Rohrschieber (303434), Daimler Motorenengesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	14	Geschwindigkeitswechselgetriebe von Kraftfahrzeugen, Fernsteuerung für — (074703), Dipl.-Ing. Graf von Soden-Fraunhofen und Zahnradfabrik G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	44
Explosionskraftmaschinen, Vergaser für — (310870), Wilhelm Sturm, Lörrach	104	Hallen, Schleusen oder ähnliche Bauten mit fernrohrartig ausziehbaren und zusammenschiebbaren Wandteilen, die durch Stufentrommeln angetrieben werden, Bewegliche Wand für — (303647), Dortmunder Brückenbau C. H. Juchow, Dortmund	14
Fahrtgestell für Flugzeuge, Lenkbare — (304048), Jakob Lohner & Co., Wien, Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anw., Berlin SW 61	14	Heizvorrichtung für in Flugzeugen eingebaute Maschinen-gewehre (309700), Eduard Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21, und Valentin Weil, Bergen, Kr. Hanau	152
Fallgeschloß für Luftfahrzeuge (309505), Walter Lentz, Bremen, Baumstr. 52	152	Hilfsgondel für Luftschiffe (307940), Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	86
Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge (303594), Gekawerke Offenbach Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach a. M.	14	Hülle zur Übertragung von Gasdruck in den Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen (304443), Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5	44
Fallschirm für Flugzeuge (310825), Wilhelm Schroeder, Königswusterhausen	104	Indikator zum Messen des mittleren Druckes in den Zylindern von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978 (305477), Emil Schimanek, Budapest; Vertr.: Hans Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW 61	44
Fernsteuerung für Geschwindigkeitswechselgetriebe von Kraftfahrzeugen (074703), Dipl.-Ing. Graf von Soden-Fraunhofen und Zahnradfabrik G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	44	Kolben für Verbrennungskraftmaschinen (303067), Robert Conrad, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205	14
Ferntachometer mit Wechselstromdynamo, Elektrische — (307534), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	86	Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, dessen zylindrischer Teil vom Kolbenboden frei getragen wird (303608), Friedr. Krupp, A.-G., Germaniawerft, Kiel-Gaarden	14
Feindruckmesser zur Messung von kleinen Druckdifferenzen bei Luft-, Wasser- und Landfahrzeugen (307530), Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	85	Kolben und Pleuelstangen von Verbrennungskraftmaschinen, Kugelplannenlagerung, insbesondere für — (308193), Friedrich Hansen, Köln a. Rh., Auerstr. 4	103
Flickkraft-Tachometer (309734), Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4	152	Kompaß für Flugzeuge (309580), Heinrich Bier, Aszod, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11	152
Flugzeitähler für Luftfahrzeuge; Zus. z. Pat. 305314 (308270), Andreas Veigel, Cannstadt-Stuttgart, Bismarckstr. 79	123	Kompaß mit durchsichtigen Böden, Spiegelablesung und Dioptern (304705), Emil Perman, Stockholm, Schweden; Vertr.: A. Elliot und Dipl.-Ing. R. Geißler, Pat.-Anw., Berlin SW 48	44
Flugzeug (308122), Albrecht Baum, Wiesbaden, Wilhelmminenstraße 4	103	Kombinierter Luft- und Wassertorpedo (307280), Karl Warchalowski, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. Stefan Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61	72
Flugzeug, bei dem die Tragflächen gemeinsam mit dem Höhensteuer verstellbar werden können (307486), Bernhard de Beer, Amsterdam	72	Kreiselkompaß (305709), Elmer Ambrose Sperry, New York, V. St. A., Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	44
Flugzeug, als Fahrrad benutzbares — (310247), Richard Koselleck, Hildesheim, Dammstr. 12	104	Kreiselkompaß (305415), The Sperry Gyroscope Comp., Brooklyn, New York, V. St. A.; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	44
Flugzeug, dessen Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen (303772), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	14	Kreiselkompassen, Vorrichtung zum Ablesen des wahren Kurses an — Zus. z. Pat. 288818 (304014), The Sperry Gyroscope Company, New York, Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	32
Flugzeug (310397), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Johannisthal	104	Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern, Einrichtung an — (307847), Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel	86
Flugzeug mit verstellbaren Flügeln (310292), Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 10	104	Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern, Einrichtung an — Zus. z. Pat. 307847 (308722), Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel	123
Flugzeuge, Fallschirm für — (310825), Wilhelm Schroeder, Königswusterhausen	104	Kugelplannenlagerung, insbesondere für Kolben und Pleuelstangen von Verbrennungskraftmaschinen (308193), Friedrich Hansen, Köln a. Rh., Auerstr. 4	103
Flugzeuge, Kompaß für — (309580), Heinrich Bier, Aszod, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11	152	Kühlen der Zylinder von Gasmaschinen mittels unter Druck gehaltenen und durch eine Pumpe mit Rückschlagventil bewegten heißen Wassers (310399), Wärme-Verwertungsgesellschaft m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	104
Flugzeuge, nach oben schlagbares Laufgestell für — (310857), Erich Brauner, Breslau, Breitestr. 38	104	Kühler, insbesondere für Flugmotoren (305341), Alfred Meister, Berlin-Schönberg, Mühlenstr. 6	44
Flugzeughallen, Drehbares Schiebertor, insbesondere für — (303771), Aktiengesellschaft für Verzinkerei und Eisenkonstruktion vorm. Jakob Hilgers, Rheinbrohl	14		
Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren, Vorrichtung zum Abziehen von auf — (310396), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	104		
Flugzeugen eingebaute Maschinengewehre, Heizvorrichtung für in — (309700), Eduard Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21 und Valentin Weil, Bergen, Kr. Hanau	152		
Flugzeugmodelle, Lenkvorrichtung für — (309686), Otto Dahlhelm, Halle a. S., Landsbergerstr. 50	152		

Seite		Seite
	Kühlerabschlußventil (308218), Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	103
	Kühler mit auswechselbaren Kühlzellenzwischengliedern (310245), Eugen Arbenz, Zürich, Schweiz	104
	Kurbelwellen, Näherungsverfahren zum Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von — (306844), Dr.-Ing. Hans Heymann und Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H.	72
	Kursdreieck für Luftfahrzeuge mit unmittelbarer Ablesbarkeit des Kompaßkurses (304408), Dr.-Ing. Hans Bader, Berlin, Stübbenstr. 8	31
	Lagerschalenausheber für Verbrennungsmotoren (309707), Max Frommert, Berlin	152
	Lamellenkühler für Explosionsmotoren mit auswechselbaren Kühlelementen (304850), Dipl.-Ing. Dr. Paul Wangemann, Berlin-Schöneberg, Freiherr von Steinstr. 12	44
	Laufgestell für Flugzeuge, Nach oben schlagbares — (310857), Erich Brauner, Breslau, Breitestr. 38	104
	Leuchtvorrichtung für Luftfahrzeuge (303722), Otto Stuttgart, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32	14
	Lenkvorrichtung für Flugzeugmodelle (309080), Otto Dahlhelm, Halle a. S., Landsbergerstr. 50	152
	Luftfahrzeuge, Einspritzkondensator für — (310820), Dr. Rud. Froehlich, Hamburg, Bismarckstr. 105	104
	Luftfahrzeuge, Fallgeschöß für — (309505), Walter Lentz, Bremen, Baumstr. 52	152
	Luftfahrzeugen, Einrichtung zur Abgabe tönender Zeichen von — (309630), Richard Schulz, Hannover, Grubenstr. 20	152
	Luftschiff mit als Laufgang ausgebildetem Kiel, Starrs — (309935), Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Berlin	104
	Luftschiffhallen, Verfahren zur Aufstellung von — (304062), Fa. B. Seibert, Saarbrücken	14
	Luftschaube mit hohlen Flügeln (B. 82377), Franz Bucher, Lindau-Reutin i. B.	104
	Luftschaube mit sich selbsttätig ändernder Steigung (G. 44823), Garuda Flugzeug- und Propellerbau-G. m. b. H., Neukölln	104
	Luftschaube mit sich selbsttätig ändernder Steigung (310407), Garuda-Flugzeug- und Propellerbau G. m. b. H., Neukölln-Naumburgerstr. 42/43	104
	Luft- und Wassertorpedo, Kombiniertes — (307280), Karl Warchalowski, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. Stefan Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61	72
	Magnetelektrische Zündmaschine (307536), Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner & G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	86
	Maschinengewehr für Flugzeuge, Vom Motor gesteuertes — (308114), Elemege, Elektro-Maschinengewehr-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M.	103
	Membraneinspritzventil (304032), Oskar Robert Grönkist, Kastrincholm, Schweden; Vertr.: Dr. G. Rauter, Pat.-Anw., Berlin W 9	14
	Meßinstrument zum Messen der Wegelängen auf Landkarten (074873), Heinrich Büscher, Wiesbaden, Mauritiuspl. 2, Mikromanometer, bestehend aus einem Flüssigkeitsgefäß mit angesetztem, nach einem beliebigen Neigungswinkel einstellbarem Meßrohr zur Bestimmung von Druckunterschieden (H. 74030), Fa. Dr. Th. Horn, Leipzig-Großschocher	31
	Motorenanordnung usw. (021891), Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H., Lindenthal-Leipzig	152
	Ölfilter mit selbsttätigem Ölabschluß, Auswechselbares — (308752), Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Pendels, Vorrichtung zum Festhalten eines — (305383), Henry Lachmann, Hochallee 21, und Julius Wiese, Neuersteinweg 60, Hamburg	44
	Prallschifftragkörper mit Außenballonett, In Einzelzellen unterteilt — (304047), Dipl.-Ing. Albert Simon, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 26	14
	Propeller (304639), Kurt Fliegel, Propellerbau-G. m. b. H., Potsdam	44
	Propeller, Splittersicherer — (303500), Kurt Fliegel, Propellerbau-G. m. b. H. Potsdam	14
	Propellerbefestigung (304039), Jean Goebel, Darmstadt, Griesheimer Weg 57	14
	Propeller mit durch Metallaufgabe geschützter Eintrittskante für Flugzeuge (075048), Dr. Arnold Rahtjen, Berlin, Boxhagenerstr. 26	44
	Propellerflügel aus Blech, Hohler — (310827), Wilh. Froehlich, Wannsee b. Berlin	164
	Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge (305739), Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5	44
	Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen, Näherungsverfahren zum Auswuchten von — (306844), Dr.-Ing. Hans Heymann und Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H.	72
	Radbereifung aus Zellstoff, Hohle — (309968), Hans Grünewald Hannover, Fundstr. 20	164
	Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 293515 (308009), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	86
	Rohrschieber, Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende — (303434), Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	14
	Rohrschiebersteuerung für Verbrennungs-Zweitaktmotoren (H. 62754), Dipl.-Ing. Rudolf Heßler, Leipzig, Scheffelstr. 38	103
	Rückzündung beim Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen, Sicherungsvorrichtung gegen — (310930), Hermann Koch, Königsberg i. Pr., Steindamm 37	164
	Rumpfdoppeldecker (370382), Oskar Ursinus, Frankfurt a. M., Bahnhofpl. 8	72
	Saugventil für Maschinen mit umlaufenden Zylindern (305423), H. James Schwade, Erfurt, Bismarckstr. 24	44
	Schalldämpfer für Verbrennungskraftmaschinen (310287), Dipl.-Ing. Gottfried Begas, Berlin, Aschaffenerstr. 16	104
	Schmiervorrichtung für Umlaufmaschinen (307837), Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin	86
	Schmiervorrichtung mit Druckluftzerstäuber für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen, Selbsttätige — (307897), Franz Bernards, Neukölln, Anzengruberstr. 25	86
	Schwimmkompaß (304552), Fa. C. Plath, Hamburg	32
	Schwimmkörper für Wasserflugzeuge (305332), Paul Hammer, Berlin-Lichterfelde	44
	Seeflugzeuge, Einhol- und Ablaufvorrichtung — (310423), Heinrich Bauer, Karbidwerk Freyung v. W., Niederbayern	104
	Seilführung von hin- und herbewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen (308374), Luftschiffsantrieb-G. m. b. H., Berlin	104, 123
	Sicherungsvorrichtung gegen Rückzündung beim Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen (310930), Hermann Koch, Königsberg i. Pr., Steindamm 37	104
	Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Selbsttätige — (308139), Friedrich Andersen, Klausdorf-Holtenau	103
	Steuerkursmesser für Luftfahrzeuge (074771), Dr. Johannes Braun, Höchst a. M.	31
	Steuervorrichtung für zusätzliche Druckluft an Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Kraftfahrzeuge, Niels Anton Christensen, Milwaukee, V. St. A.	72
	Tragfläche für Flugzeuge, Schwimmlähne — (074742), Heinrich Bier, Budapest; Vertr.: Dipl.-Ing. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61	44
	Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen, Flugzeug, dessen — (303772), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	14
	Tragflächenzellen von Doppeldeckern, Verspannung für die — (309064), John Thomas Havens, Asbury Park, New Jersey, V. St. A.	152
	Übertragen von Schallwellen hörbarer Töne, Verfahren und Einrichtung zum — (309534), Eric Magnus Campbell Tigerstedt, Kopenhagen	152
	Unterbrecher für die elektrische Zündung von Verbrennungsmotoren (307978), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	86
	Unterbrecher für Explosionsmotorenzündung (307955), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	86
	Unterbrecher für Zündmaschinen (310234), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	164
	Unterbrecher für Zündvorrichtungen; Zus. z. Pat. 246227 (308217), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	103
	Venturirohr für Geschwindigkeitsmessungen von Gasen (305339), Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4	44
	Verbrennungskraftmaschine (310443), Juhana Kylliginen, Helsingfors, Finnland	164
	Verbrennungskraftmaschinen mit kreisendem Zylinder (307298), Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Weismüllerstr. 22	72
	Verbrennungskraftmaschinen, Sicherungsvorrichtung für — (310215), Dipl.-Ing., Georg Wimlinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24	164
	Verbrennungskraftmaschinen, Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für — (309735), Hugo Reiker, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11	152
	Verbrennungsmotoren, Lagerschalenausheber für — (309707), Max Frommert, Berlin	152
	Verbrennungsturbine, Tangential beaufschlagte — (304508), Johannes Graeb, Gartenstr. 6	44
	Verfahren und Einrichtung zum Übertragen von Schallwellen hörbarer Töne (309534), Fric Campbell Tigerstedt, Kopenhagen	152
	Verfahren und Vorrichtung zum Messen des mittleren Druckes in den Zylinder von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978	

	Seite		Seite
(305746), Emil Schimanek, Budapest; Vertr.: Hans Heilmann, Pat.-Anw., Berlin SW 61	44	Zündmaschine, Magnetelektrische — (307536), Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	86
Verfahren zum Vergasen flüssiger Brennstoffe (308195), Heinrich Hildebrand, Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrichstr. 16	103	Zündmaschine und einer Dynamomaschine für Motorfahrzeuge, Anordnung der — (307956), Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	86
Vergaser flüssiger Brennstoffe, Verfahren zum — (308195), Heinrich Hildebrand, Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrichstraße 16	103	Zündmaschinen, Unterbrecher für — (310234), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	164
Vergaser (309782), Otto Hartmann, Berlin, Hussitenstr. 42	152	Zündmomentverstellung, Anordnung zur — (308212), Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käfertal	103
Vergaser für Explosionskraftmaschinen (310870), Wilhelm Sturm, Lörrach	104	Zündung, Unterbrechung für Explosionsmotoren — (307955), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	86
Vergaser für Explosionskraftmaschinen (St. 30550), Wilhelm Sturm, Lörrach	103	Zündung von Verbrennungsmotoren, Unterbrecher für die elektrische — (307878), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	86
Vergaser für Verbrennungskraftmaschinen mit Haupt- und Zusatzlufteinlaß (297938) »K« — auf Grund der Verordnung über den Ausschluß der Öffentlichkeit für Patente und Gebrauchsmuster vom 8. Februar 1917 ohne vorausgegangene Bekanntmachung der Anmeldung erteilt, Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	14	Zündungs- und Beleuchtungseinrichtung für Fahrzeuge mit Verbrennungsmotoren, Vereinigte — (306792), Neuland Magnetos, Limited, New York	72
Vergaservorrichtung für Verpuffungskraftmaschinen, insbesondere von Kraftfahrzeugen (307913), Dr. Bruno Fels, Berlin, Dusseldorferstr. 1	86	Zündvorrichtungen, Unterbrecher für — (Zus. z. Pat. 246227 (308217), Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	103
Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern, (309664), John Thomas Havens, Asbury Park, New Jersey, V. St. A.	152	Zweitaktexplosionskraftmaschine, Zweizylindrige — (308781) Joseph Lorbach, Berlin-Schöneberg, Kolonnenstr. 1	152
Verwindungskappen, Lager für — (O. 10247), Österr.-Ung. Flugzeugfabrik »Aviatik« G. m. b. H., Wien	103	Zweitaktverbrennungskraftmaschinen, Verfahren zum Betriebe von — (303676), Joseph Vollmer, Charlottenburg, Schlüterstraße 52	14
Vorrichtung zum Ablesen des wahren Kurses an Kreiselkompassen; Zus. z. Pat. 288818 (304914), The Sperry Gyroscope Company, New York, Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW 11	32		
Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren (310396), Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	164		
Vorrichtung zum Auswuchten rotierender Körper (310884), Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin	164		
Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen (308283), Max Wild, Charlottenburg, Bismarckstr. 97/98, und Otto Goldberg, Neukölln, Friedelstr. 51	123		
Vorrichtung zum Einführen frischer Luft in den Arbeitszylinder einer Zweitaktexplosionskraftmaschine (310418), Theodor Wladimiroff, St. Petersburg, Rußl.	163		
Vorrichtung zur astronomischen Ortsbestimmung mit Hilfe einer durch ein Uhrwerk ständig auf einen Himmelskörper zu richtenden Visiervorrichtung (304553), Horace Seely, Butterfield, Portland, Oregon, V. St. A.; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Jarsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anw., Berlin SW 11	32		
Vorrichtung zur Bestimmung der Richtung und geographischen Lage von Fahrzeugen (304554), Charles Daniel Woodward, Providence, Rhode Island, C. St. A.; Vertr.: Dr. Ludwig Straßer, Berlin, Askanischer Platz 3	32		
Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle (H. 60078), Horch & Cie., Motorwagenwerke, Akt.-Ges., Zwickau i. Sa.	103		
Vorrichtung zur Gemisch-Zuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle (310444), Horchwerk Aktiengesellschaft, Zwickau i. Sa.	164		
Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootkörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern (307501), Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1	86		
Wasserflugzeug mit über dem Hinterteil des Bootes gelagertem Propeller (308147), Ernst Bickfeld, Wilhelmshaven	103		
Wasserflugzeuge, Schwimmkörper für — (305332), Paul Hammer, Berlin-Lichterfelde	44		
Windrichtungen, Apparat zur Bestimmung und Aufzeichnung von — (308009), Charles Theune, Berlin, Darmstädterstr. 8, Zahnräderwechselgetriebe mit Schaltstangen, für Kraftfahrzeuge bestimmtes — (674468), Dipl.-Ing. Graf Alfred v. Soden-Fraunhofen, und Zahnradfabrik G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	44		
Zeigerwerk für Flüssigkeitsstandmesser mit Schwimmer (F. 42342), Friedrich Fitte, Berlin, Prinzenstr. 86	103		
Zündapparaten, Anordnung des magnetischen Kreises bei elektrischen — (307977), Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: R. Boveri, Mannheim-Käfertal	86		
Zündkerze (310210), Karl Otto Landgrebe, Dresden, Kaulbachstr. 26	164		
Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen (305340), Fa. Gustav Heyde, Dresden, und Karl Otto Landgrebe, Kaulbachstr. 25	44		
		Auszüge aus den Patentschriften.	
		(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)	
		Freytag, Emil, Zwickau i. Sa., und Wilhelm Leilich, Chemnitz, Kolbendichtungsring für Explosions-Kraftmaschinen (301920)	88
		Gruyter, Dr. Paul de, Zusammenlegbare Drachen (300597)	14
		Hammer, Paul, Berlin-Lichterfelde, Schwimmkörper für Wasserflugzeuge (305332)	86
		Keller, Ernst Paul, in Stollberg, Kufenförmiges, federndes Traggestell für Flugapparate (305836)	86
		Lachmann, Henry, und Julius Wiese in Hamburg, Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels (305383)	87
		Leilich, Wilhelm, Chemnitz, und Emil Freytag, Zwickau i. Sa., Kolbendichtungsring für Explosionskraftmaschinen (301920)	88
		Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau, Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge (305739)	86
		Wiese, Julius, und Henry Lachmann in Hamburg, Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels (305383)	87
		Bücherbesprechungen.	
		Autoren.	
		Anacker, Kurt, Praxis des Flugzeugbaues	10
		Balog, Stephan, Ing., und Ing. Max Schanzer, Flugmotoren	40
		Bendemann, F., Prof. Dr.-Ing., Luftschraubenuntersuchungen	45
		Biedermann, R., Die Sprengstoffe	40
		Blücher, H., Auskunftsbuch für die chemische Industrie	
		Heft 19/20, S. XVIIII	
		Borne, G. v. d. †, Die Linde, Ein Fliegertraum	47
		Bortels, A., Der Flugmeister	40
		Brandhoff, Alfred, Etwas aus dem Unendlichen	
		Heft 19/20, S. XVIIII	
		Brauer, E. A., Geh. Rat, Anleitung zur graphischen Ermittlung der Flugbahn eines Geschosses	124
		Carus, J., Dr., Flugzeugphotographie	
		Heft 19/20, S. XVIIII	
		Damaschke, Adolf, Bodenreform, Deutsche Volksstimme, Frei Land	47, 104
		Damaschke, Adolf, Die Notwendigkeit des Kriegerheimstättengesetzes	104
		Delbrück, Hans, Wider den Kleinglauben	
		Heft 19/20, S. XVIIII	
		Demoll, Reinhard, Der Flug der Insekten und der Vögel	
		Heft 19/20, S. XVIIII	
		Donath, Ed., und A. Griger, Treibmittel der Kraftfahrzeuge	47
		Einstein, A., Über die spezielle und die allgemeine Relativitätstheorie	40
		Erblich, Hans, Fliegerschule	104
		Eyb, Fliegerhandbuch	45
		Gagelmann, Fr., Dr., und Dipl.-Ing. Lick, Navigation und Kompaßkunde	
		Heft 19/20, S. XVIIII	

	Seite
Gagelmann, Dr. Fr., Taschenbuch für Flieger 1918	
Heft 19/20, S. XVII	
Galland, Leo, Ing., Deutscher Telegrammschlüssel für die technische Industrie	45
Geißler, Rich., Dr.-Ing., Der Schraubenpropeller	
Heft 19/20, S. XVII	
Gerolsky, W., Berechnung der Biegungs- und Torsionsfedern	124
Griger, A., und Ed. Donath, Treibmittel der Kraftfahrzeuge	47
Grübler, Prof., Martin, Getriebelehre	64
Hammel, Ludwig, Die Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung	46
Hammel, Ludwig, »Störungen an Betriebsmaschinen« mit be- sonderer Rücksichtnahme auf die Behandlung derselben für Industrielle, Werkmeister, Monteure, Maschinenführer, Heizer u. dgl.	46
Hammel, Ludwig, Werkstattwinke für den praktischen Ma- schinenbau und verwandte Gebiete, zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl.	46
Harmsen, Der Kompaßflieger	Heft 19/20, S. XVII
Harmsen, Der Propeller	Heft 19/20, S. XVII
Hedin, Sven, Bagdad-Babylon-Ninive	46
Hedin, Sven, Jerusalem	123
Hindenburg, von, Generalfeldmarschall, Der Siedlungserlaß Heft 19/20, S. XVII	
Jaeger, Paul, Leinölfirnis-Ersparnis	64
Jensen, Fritz, Werkstättenarbeit am Flugzeug	
Heft 19/20, S. XVII	
Imelmann, N. A., Praktische Anleitungen zum Maschinen- zeichnen als Grundlage zum technischen Studium	Heft 19/20, S. XVII
Imelmann, N. A., Zeitgemäße Ingenieurausbildung	Heft 19/20, S. XVII
Insp. d. Fliegertruppen, Fliegerkalender 1918	15, 47, 64
Kautny, Theo, Ing., Bleilötung	45
Kautny, Theo, Ing., Karbidmangel	45
Kühne, K. G., Ing., Materialienkunde 46 und Heft 19/20, S. XVII	
Lieck, Dipl.-Ing., Der Flugzeugmotor und seine Behandlung Heft 19/20, S. XVIII	
Lieck, Dipl.-Ing., und Dr. Fr. Gagelmann, Navigation und Kom- paßkunde	Heft 19/20, S. XVIII
Loewe & Co., Ludw., Das Fräsen von Stirnrädern	46
Lutze, Gg., u. E. Everling, Physikalische Untersuchungen im Freiballon	16
Martz, R., Staat und Kriegskrüppel	Heft 19/20, S. XVIII
Moser, Jakob, Die Steuerbilanz	46
Ostwald, W., Grundlagen der analytischen Chemie 45 und Heft 19/20, S. XVIII	
Pohl, H., Obering., Die Montage elektrischer Licht- und Kraft- anlagen	104
Popper-Lynkens, Joseph, Selbstbiographie. Heft 19/20, S. XVIII	
Pöschl, Theodor, Dr., Einführung in die Mechanik	45
Rieser, Heinrich, Jahrbuch der technischen Zeitschriften- Literatur (technischer Index)	45
Roth-Seefried, C. F., Geisteskartothek	124
Rotth, A., Grundlagen der Elektrotechnik	45, 72
Schanzer, Max, Ing., und Stephan Balog, Flugmotoren	46
Schlesinger, G., Prof. Dr.-Ing., Passungen im Maschinenbau	15
Schlüter, H., Höhere Mathematik als gemeinverständliches Rechnungsmittel	64
Siegrist, M., Die moderne Vorkalkulation in Maschinenfabriken	47
Syo, E. de, Die Metalle, ihre Gewinnung und Eigenschaften	45
Toepfer, Otto, Das Verspannen des Flugzeuges Heft 19/20, S. XVIII	
Vogel, Wolfgang, Wie spare ich beim Auto- und Motorenrad- betrieb?	123
Wagner & Co., Karl, Die Schule des Flugtechnikers	123
Heft 19/20, S. XVII	
Waldecker, Marine-Obering., Werkstättenarbeit am Flugmotor Heft 19/20, S. XVII	
Wegener, Georg, Der Wall von Eisen und Feuer, 2. Teil	104
Werner, R., Rechtsfragen für Haus und Beruf Heft 19/20, S. XVII	
Weyer, H., Kapitänleutnant, Taschenbuch der Kriegsflotten 1918	47
Zorn, Philipp, Über den »Deutschen Gedanken«	
Heft 19/20, S. XVII	

Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

Anleitungen zum Maschinenzeichnen als Grundlage zum technischen Studium, Praktische —. N. A. Imelmann	Heft 19/20, S. XVII
Anleitung zur graphischen Ermittlung der Flugbahn eines Geschosses. Geh.-Rat E. A. Brauer	124
Auskunftsbuch für die chemische Industrie. H. Blücher	Heft 19/20, S. XVIII
Bagdad-Babylon-Ninive. Sven Hedin	46
Berechnung der Biegungs- und Torsionsfedern, Die —. Ing. W. Gerolsky	124
Betrieb und Betriebsstörungen des Flugzeugmotors. Marine- Obering. Waldecker	Heft 19/20, S. XVII
Bleilötung. Ing. Theo Kautny	45
Bodenreform, Deutsche Volksstimme, Frei Land. Adolf Da- maschke	47, 104
Deutsche Kriegszeiten	45
Deutscher Telegrammschlüssel für die technische Industrie. Ing. Leo Galland	45
Einführung in die Mechanik. Dr. Theodor Pöschl	45
Etwas aus Unendlichem. Alfred Brandhoff Heft 19/20, S. XVII	
Fliegerhandbuch. Eyb	45
Fliegerkalender 1918. Insp. d. Fliegertruppen	15, 47, 64
Fliegerschule. Heinz Erlich	104
Flug der Insekten und der Vögel, Der —. Reinhard Demoll Heft 19/20, S. XVIII	
Flugmeister, Der —. A. Bortels	46, 88
Flugzeugmotor und seine Behandlung, Der —. Dipl.-Ing. Lieck	Heft 19/20, S. XVIII
Flugmotoren. Ing. Max Schanzer u. Ing. Stephan Balog	46
Flugzeugphotographie. Dr. J. Carus	Heft 19/20, S. XVII
Fräsen von Stirnrädern, Das —. Ludw. Loewe & Co.	46
Führende Stimmen zur Kriegerheimstättenbewegung	152
Geisteskartothek. C. F. Roth-Seefried	124
Getriebelehre. Prof. Martin Grübler	64
Grundlagen der analytischen Chemie. W. Ostwald	Heft 19/20, S. XVIII
Grundlagen der analytischen Chemie. Ostwald	45
Grundlagen der Elektrotechnik. A. Rotth	45, 72
Höhere Mathematik als gemeinverständliches Rechnungsmittel. H. Schlüter	64
Ingenieurausbildung, Zeitgemäße —. N. A. Imelmann	Heft 19/20, S. XVII
Jahrbuch der technischen Zeitschriften-Literatur, (technischer Index). Heinrich Rieser	45
Jahrbuch des k. u. k. österr. Aero-Club	Heft 19/20, S. XVII
Jerusalem. Sven Hedin	123
Karbidmangel. Ing. Theo Kautny	45
Kompaßflieger, Der —. Flugzeugführer Harmsen	Heft 19/20, S. XVII
Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten	45
Leinölfirnis-Ersparnis. Paul Jaeger	64
Linde, Ein Fliegertraum, Die —. G. v. d. Borne †	47
Luftschaubenenuntersuchungen. Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann	45
Marche sur Trieste, La —	45
Maschinenbau und Betrieb. Elektrotechnik, Technologie, Physik, Chemie, Mathematik	Heft 19/20, S. XVII
Materialienkunde. Ing. K. G. Kühne	46, Heft 19/20, S. XVII
Metalle, ihre Gewinnung und Eigenschaften, Die —. E. de Syo	45
Moderne Vorkalkulation in Maschinenfabriken, Die —. M. Sieg- rist	47
Montage elektrischer Licht- und Kraftanlagen, Die —. Ober- ing. H. Pohl	104
Navigation und Kompaßkunde. Dipl.-Ing. Lieck u. Dr. Fr. Ga- gelmann	Heft 19/20, S. XVIII
Neuland für Kriegerheimstätten	88
Normblätter, Neue —	46
Notwendigkeit des Kriegerheimstättengesetzes, Die —. Adolf Damaschke	104
Passungen im Maschinenbau, Die —. Prof. Dr.-Ing. G. Schle- singer	15
Physikalische Untersuchungen im Freiballon. G. Lutze und E. Everling	16
Praxis des Flugzeugbaues. Kurt Anacker	16
Propeller, Der —. Flugzeugführer Harmsen Heft 19/20, S. XVII	
Rechtsfragen für Haus und Beruf. R. Werner	Heft 19/20, S. XVII
Schule des Flugtechnikers, Die —. Karl Wagner & Co.	123
Heft 19/20, S. XVII	
Schraubenpropeller, Der —. Dr.-Ing. Rich. Geißler	Heft 19/20, S. XVII

	Seite
Selbstbiographie. Joseph Popper-Lynkens	Heft 19/20, S. XVIII
Siedelungserlaß, Der — v. Hindenburg	Heft 19/20, S. XVII
Sprengstoffe, Die — R. Biedermann	46
Staat und Kriegskrüppel. Dr. R. Mertz.	Heft 19/20, S. XVIII
Steuerbilanz, Die — Jakob Moser	46
Störungen an Betriebsmaschinen mit besonderer Rücksichtnahme auf die Behandlung derselben für Industrielle, Werkmeister, Monteure, Maschinenführer, Heizer u. dgl. Ludwig Hammel	40
Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung, Die — Ludwig Hammel	40
Taschenbuch für Flieger 1918. Dr. Fr. Gagelmann	Heft 19/20, S. XVII
Taschenbuch der Kriegsflotten 1918. Kapitänlt. H. Weyer	47
Technik für Alle — Technik und Industrie	104
Treibmittel der Kraftfahrzeuge, Die — Ed. Donath u. A. Griger	47
Über den »Deutschen Gedanken«. Philipp Zorn	Heft 19/20, S. XVII
Über die spezielle und allgemeine Relativitätstheorie. A. Einstein.	46
Verspannen des Flugzeuges, Das — Otto Toepffer	Heft 19/20, S. XVII
Verwaltungsbericht über das 14. Geschäftsjahr 1916/17 des Deutschen Museums	Heft 19/20, S. XVII
Wall von Eisen und Feuer, Der — Georg Wegener. 2. Teil	104
Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete, zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. Ludwig Hammel	46
Werkstättenarbeit am Flugzeug. Fritz Jensen	Heft 19/20, S. XVII
Werkstättenarbeit am Flugzeugmotor. Marine-Obering. Waldecker	Heft 19/20, S. XVII
Wider den Kleinglauben. Hans Delbrück	Heft 19/20, S. XVII
Wie spare ich beim Auto- und Motorradbetrieb? Wolfgang Vogel	123

Illustrationen.

Anemotachometer. (»Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen«. Privatdozent Dr. W. Hort.)	58
Antriebswelle. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel IV.
Aßmann, Richard. Porträt	63
Auswuchtmaschine »System Lawaczek«. (Ing. G. Schapira.)	Heft 7/8, Tafel II.
Barographenkurven. (Die Steigfähigkeit der Flugzeuge. E. Everling.)	98
Benzinleitung. Schema der —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	25
Darstellung der gemessenen und der berechneten Werte zur Ermittlung der durchfließenden Luftmenge, des Schubes und Drehmomentes, sowie der axialen und tangentialen Leistung. (Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand. F. Bendemann.)	3
De Havilland V Kampfeinsitzer. (Von vorne und von hinten gesehen.)	38, 41, 42
»Dixie«-Magnet. (Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes. A. Staribacher.)	Heft 19/20, Tafel VIII.
Drachen. Zusammenlegbarer —. (300 597. Dr. Paul de Gruyter.)	14
Drosselschieber des Hispano-Suiza-Motors. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	28
Fahrgestell des De Havilland V Kampfeinsitzers	40
Fernluftthermometer zum Kühlen des Hispano-Suiza-Motors Fiat-Motor. (Ing. S. Hoffmann.)	121
Flügelachswerke: Grundriß, Aufriß, Seitenriß. (Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelachswerke und Fahrgestelle von Flugzeugen. Dipl.-Ing. W. Hatlapa.)	10, 11
Flugmotor. Der »Hispano-Suiza« —. (Ing. S. Hoffmann.)	Heft 3/4, Tafel I.
Form mit schwach abgerundeter Vorderkante. Schlanke —. (Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Th. v. Karman und E. Trefftz.)	113
Gehäusedeckel. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.

Getriebe des »Hispano-Suiza«. (Ing. S. Hoffmann.)	Heft 11/12, Tafel III.
Getriebes. Schmierung des —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	25
Gipfelhöhe, abhängig von der Leistungsbelastung für das Flugzeug. (Die Steigfähigkeit der Flugzeuge. E. Everling.)	92
Gütezeiffer für ein bestimmtes Flugzeug, abhängig vom Anstellwinkel und vom Auftriebsbeiwert. (Die Steigfähigkeit der Flugzeuge. E. Everling.)	90, 93
Heereswetterdienstes, Entwicklung des —. (Über den Heereswetterdienst. Leutnant d. L. Clößner.)	75
»Hispano-Suiza«-Flugmotor. (Ing. S. Hoffmann.)	Heft 3/4, Tafel I; Heft 11/12, Tafel III.
Kegelrad. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Kipphebelanordnung. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Kolbenschnitte. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel IV.
Kugeldrucklager zur Kurbelwelle. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel V.
Kugel- und Drucklager. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Kühler. Vorder- und Rückenansicht. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	31
Kühlwasserpumpe eines 140 PS-Hispano-Suiza-Motors. Leistung der —. (Der »Hispano-Suiza-Flugmotor«. Ing. S. Hoffmann.)	29
Kurbelwelle. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel V.
Lagerschalen für die Kurbelwelle. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel V.
Luftschrauben-Höchstwirkungsgrad, abhängig von Fluggeschwindigkeit und Flächenleistung des Schraubenkreises für die Luftdichte usw. (Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben. F. Bendemann.)	36
Nockenwelle mit Kipphebel und Zubehör. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Nockenwellengehäuse und Luftpumpe. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Nockenwellenlager. Geteiltes —. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VII.
Öldruck- und Absaugpumpe. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel VI.
Ölkreislauf. Schema des —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	30
Ölkühler. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	32
Pitotrohr. (Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen. Privatdozent Dr. W. Hort.)	68
Pl.-uelstange. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.)	Heft 13/14, Tafel V.
Popper-Lynkeus, Joseph. Porträt	9
Potentialströmung mit Zirkulation um den Kreiszyylinder. Ebene —. (Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Th. v. Karman und E. Trefftz.)	111
Profil mit starker Abrundung der Vorderkante. Dickes —. (Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Th. v. Karman und E. Trefftz.)	113
Profils auf erste Hilfsebene durch eine K-Z-Abbildung. Abbildung eines —. (Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Th. v. Karman und E. Trefftz.)	114
Reduktionsfaktor des Zellenwiderstandes in Abhängigkeit von der Einflußzahl. (Grundlagen für planmäßige Flugzeugberechnung. Dr.-Ing. H. G. Bader.)	20
Rumpfes mit Motoranlage und M.-G. Vorderteil des —. (De Havilland V Kampfeinsitzer.)	39
Rumpferät des De Havilland V Kampfeinsitzers	39
Schraube am Stand und in Fahrt. (Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben. F. Bendemann.)	36
Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge. (297 769. Friedrich Rau, Berlin.)	15
Staurohr. (Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen. Privatdozent Dr. W. Hort.)	68
Steiggeschwindigkeit, abhängig von der Leistungsbelastung in verschiedenen Flughöhen für ein bestimmtes Flugzeug mit der Flächenbelastung. (Die Steigfähigkeit der Flugzeuge. E. Everling.)	91, 100
Strömungsgeschwindigkeit usw. Zerlegung der —. (Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand. F. Bendemann.)	2

	Seite		Seite
Strömungsverlauf an der Luftschaube im Stand, nach Messungen mit einem drehbaren Prandtl-Rohr. (Der Strömungsvorgang an der Luftschaube im Stand. F. Bendemann.)	2	Zündfolge beim »Hispano-Suiza«-Motor. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffman.)	29
Symmetrisches Strebenprofil. (Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Th. v. Karman und E. Trefftz.)	113	Zündmagnet. (Der Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffman.)	29
Vergaser. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel VI.		Zusammenstellung. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel VI.	
Vergaser, alter und neuer —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	27, 28	Zwischenwelle mit Verkleidung. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel IV.	
Vergaser. Schnitt durch den neuen —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	28	Zylinder. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel IV.	
Ventile. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel VI.			
Venturirrohr. (Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen. Privatdozent Dr. W. Hort.)	69		
Venturirrohr nach Bruhn. Abgeändertes —. (Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen. Privatdozent Dr. W. Hort.)	69		
Verlauf der Stromlinien und von der Einschnürung des Strahles. Falsche und richtige Vorstellung. (Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben. F. Bendemann.)	34		
Wasserpumpe. (Der Fiat-Motor A 12. Ing. S. Hoffmann.) Heft 13/14, Tafel VI.			
Wasserumlaufs. Schema des —. (Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor. Ing. S. Hoffmann.)	62		

Tafelbeilagen.

	Heft
Hoffmann, S., Ing., Der Fiat-Motor A 12, (Tafel IV, V, VI, VII)	13/14
Hoffmann, S., Ing., Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor, (Taf. I)	3/4
Hoffmann, S., Ing., Getriebe des »Hispano-Suiza«-Flugmotor (Tafel III)	11/12
Quittner, Viktor, Dipl.-Ing., Dr., Caproni-Doppeldecker (Tafel VIIa, IX, X, XI, XII, XIII, XIV, XV, XVI)	21/22
Schapira, G., Ing., Die Auswuchtmaschine, System »Lawaček« (Tafel II)	7/8
Staribacher, A., Dipl.-Ing., Der Dixie-Magnet (Tafel VIII)	19/20.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-
TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE HANNOVER

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU, BERLIN

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE
MOSKAU

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. H. REISSNER
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - V. GRAVENHAGE

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

26. Januar 1918.

Heft 1 und 2.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steglitz“.

INHALT:

Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand. (Nachtrag zu den Lindenberger Luftschrauben-Untersuchungen.) Von F. Bendemann. S. 1.
Vereinheitlichung im deutschen Maschinenbau. S. 4.
Der Gleichgewichtssinn des Fliegers. Beobachtungen und Erfahrungen von Oberarzt E. Forster. S. 6.
Joseph Popper-Lynkeus. Zu seinem 80. Geburtstag am 27. Februar 1918. Von Prof. Dr. R. von Mises, Straßburg i. E. S. 8.

Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügel-fachwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen. Von Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin. S. 10.
Patentschau. S. 13.
Bücher-Besprechungen. S. 15.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 16.

Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand.

(Nachtrag zu den Lindenberger Luftschrauben-Untersuchungen.¹⁾)

Von F. Bendemann.

I. Das Strömungsbild der Luftschraube am Stand.

Die von Herrn Dr.-Ing. Schmid²⁾ mitgeteilte Aufnahme des Strömungsverlaufes an einer Schraube am festen Stand verlohnt noch einer näheren Betrachtung, die hier nachgetragen werden soll. Man erhält nämlich, neben der allgemeinen Anschauung des Vorganges, auch zahlenmäßig recht guten Einblick in die Umsetzung der Kräfte und die Art der Verluste.

An zahlreichen Punkten vor und hinter der Schraube wurden die Luftgeschwindigkeiten nach Größe (v) und

Richtung (τ, ϱ) gemessen. τ ist die Winkelabweichung im tangentialen, ϱ im radialen Sinne von der axialen Richtung. In Fig. 85 bzw. 89 (a. a. O.) wurde die Meßvorrichtung und in Fig. 86 bzw. 90 das gewonnene Strömungsbild dargestellt. In Fig. 1 ist es etwas vervollständigt wiederholt, um die allseitige Zuströmung auch von den Flügelspitzen her entgegen der vermeintlichen Fliehkraftwirkung (die noch immer bei vielen Erfindungen eine Rolle spielt!) und die weit nach hinten gehende Einschnürung des Strahles ins Gedächtnis zurückzurufen. Zugleich mag nochmals auf die zum Verständnis des Vorganges sehr dienliche Analogie mit der Ausströmung von Flüssigkeit aus einem Gefäß durch eine einspringende (Bordasche) Mündung und die Gleichartigkeit der dabei auftretenden Kräfte hingewiesen werden, welche wir zur anschaulichen Erläuterung unserer Schraubenstrahl- und Gütegradtheorie gegen Mißverständnisse herangezogen hatten³⁾. Wie bei der theoretisch »vollkommenen« oder verlustlosen Schraube in der Theorie, so findet bei der einspringenden Mündung in Wirklichkeit die »vollständige« Einschnürung des Strahles statt, wie wir sie genannt haben, wobei sich der Strahl auf die Hälfte der Schrauben- bzw. Mündungskreisfläche verjüngt, also sein Durchmesser auf das

¹⁾ F. Bendemann, diese Z. 1910, S. 141, 177, 205, 284 u. 293; 1911, S. 137, 149, 167, 213 u. 248; 1912, S. 44, 129, 141, 169, 181, 193 u. 206; auch »Luftschraubenuntersuchungen«, München und Berlin 1911 und 1912.

²⁾ C. Schmid, diese Z. 1915, Heft 11/12, S. 87 ff.; auch Dissert., München 1915, S. 32 ff.

³⁾ F. Bendemann, diese Z. 1911, S. 45; »Luftschraubenuntersuchungen« 1911, S. 35.

$\frac{1}{2}$ fache des Schrauben- oder Mündungsdurchmessers eingescnürt wird.

In welchem Maße diese Einschnürung bei dem wirklichen Schraubenstrahl stattfindet, läßt sich jedoch nach dem Strömungsbilde nur ungenau feststellen, weil der Umriß durch ein Wirbelbereich verwischt ist.

II. Leistungsbilanz des Strömungsvorganges.

Einen recht genauen Vergleich der Strömung mit dem Idealvorgange erhalten wir dagegen, wenn wir für irgendeinen Querschnitt des Schraubenstrahles die in der Strömung nachweisbaren Energiebeträge nachrechnen und feststellen, inwieweit sich die aufgewandte Antriebsleistung der Schraube in der Strömungsenergie wiederfindet, und andererseits, inwieweit der gemessene Schraubenschub dem axialen, das gemessene Drehmoment dem tangentialen Rückdruck der Strömung entspricht. Dabei erfahren wir auch, welcher Leistungsanteil durch die Rotation des Strahles verloren geht, die neben der Wirbelung den wesentlichsten Unterschied des wirklichen Vorganges an einer einfachen Schraube gegen den Idealvorgang ausmacht, die sich jedoch bei einer gegenläufigen Doppelschraube oder auch schon durch ein festes Leitflächensystem vor oder hinter der Schraube grundsätzlich vermeiden ließe.

Bedeutet, gemäß unseren früheren¹⁾ Festsetzungen, Q die sekundlich strömende Luftmasse in kg-Masse's (oder kgs/m) und v ihre absolute Geschwindigkeit in m/s, nennen wir ferner v_a , v_t , v_r deren axiale, tangentielle und radiale Komponenten, so ist die gesamte sekundliche Strömungsenergie L des Strahles, nach den Komponenten zerlegt:

$$L_a = \frac{1}{2} \int v_a^2 dQ$$

$$L_t = \frac{1}{2} \int v_t^2 dQ$$

$$L_r = \frac{1}{2} \int v_r^2 dQ.$$

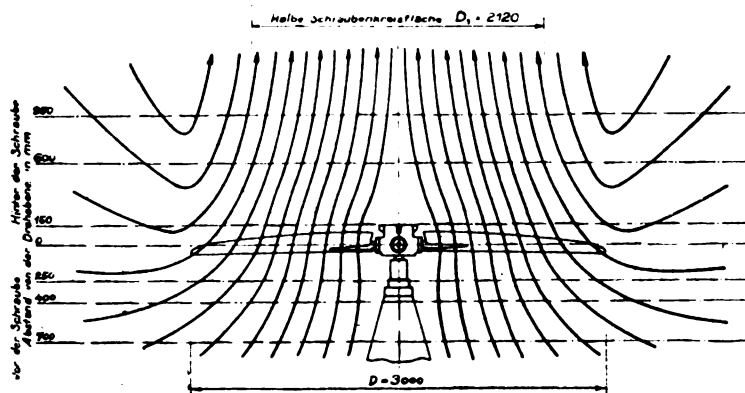


Fig. 1.

Strömungsverlauf an der Luftschraube im Stand, nach Messungen mit einem drehbaren Prandtl-Rohr.

Die Geschwindigkeitskomponenten ergeben sich aus der gemessenen Absolutgeschwindigkeit v und deren Winkelabweichungen τ und ϱ (vgl. die Zerlegung nach Fig. 2) zu

$$v_a = \frac{v}{\psi}, \quad v_t = v_a \operatorname{tg} \tau, \quad v_r = v_a \operatorname{tg} \varrho,$$

wenn zur Abkürzung

$$\psi = \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \tau + \operatorname{tg}^2 \varrho}$$

gesetzt wird. Das sekundliche Luftmassenelement dQ ist die Masse, welche einen Elementarring $2\pi r dr$ der Strahlquerschnittsfläche in einer Sekunde durchströmt, also mit der Luftdichte γ (kg/m³):

¹⁾ Diese Z. 1910, S. 179; »Luftschraubenuntersuchungen« 1911, S. 9.

$$dQ = \frac{\gamma}{g} 2\pi r v_a dr = 2\pi \frac{\gamma}{g} \frac{v}{\psi} r dr.$$

Demnach ist die gesamte sekundliche Fördermenge des Strahles

$$Q = 2\pi \frac{\gamma}{g} \int \frac{v}{\psi} r dr$$

und die obigen Leistungsanteile

$$L_a = \pi \frac{\gamma}{g} \int \left(\frac{v}{\psi} \right)^3 r dr,$$

$$L_t = \pi \frac{\gamma}{g} \int \left(\frac{v}{\psi} \right)^3 \operatorname{tg}^2 \tau r dr,$$

$$L_r = \pi \frac{\gamma}{g} \int \left(\frac{v}{\psi} \right)^3 \operatorname{tg}^2 \varrho r dr.$$

Schließlich ergibt sich der axiale Rückdruck des Strahles, also der axiale Schub S der Schraube, zu

$$S = \int v_a dQ = 2\pi \frac{\gamma}{g} \int \left(\frac{v}{\psi} \right)^2 r dr$$

und der tangentialer Rückdruck, der dem Drehmoment entspricht, zu

$$M = \int v_t r dQ = 2\pi \frac{\gamma}{g} \int \left(\frac{v}{\psi} \right)^2 \operatorname{tg} \tau r^2 dr.$$

Die Integrale sind dabei zu erstrecken über alle Werte des Halbmessers von $r = 0$ (Achse) bis $r = R'$ (Strahlbegrenzung im betrachteten Querschnitt) oder auch bis $r = R$ (Schraubenkreisbegrenzung), in genügender Annäherung wegen der im Zwischenraum $R' < r < R$ herrschenden geringen Geschwindigkeiten.

Zur Auswertung dieser Größen entnehmen wir nun den früher¹⁾ bereits dargestellten Messungen die Werte von v , τ und ϱ für eine genügende Anzahl von radialen Punkten auf einem der aufgemessenen Strahlquerschnitte, z. B. dem um 0,95 m hinter der Schraube liegenden, berechnen punktweise die Integrationsgrößen und führen die Integration graphisch aus. Es ergeben sich die Zahlen der Tabelle 1.

Die Kurven in Fig. 3 zeigen den Verlauf der gemessenen

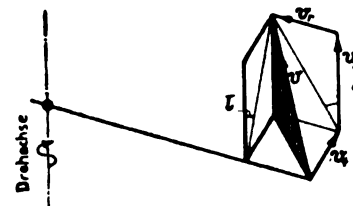


Fig. 2.

Zerlegung der Strömungsgeschwindigkeit v in ihre axiale (v_a), tangentielle (v_t) und radiale (v_r) Komponente. Die Projektion der Geschwindigkeit v in die $v_a v_t$ -Ebene bildet mit v_a den Winkel τ ; die Projektion von v in die $v_a v_r$ -Ebene bildet mit v_a den Winkel ϱ .

und der für Q , L_a , L_t und P maßgebenden Rechnungsgrößen.

Nur die für L_r maßgebenden Werte $\left(\frac{v}{\psi} \right)^3 \operatorname{tg}^2 \varrho r$ fehlen. Sie sind so klein, daß sie in gleichem Maßstabe wie $\left(\frac{v}{\psi} \right)^3 r$ gar nicht darstellbar sind. Demgemäß ist auch der radiale Leistungsanteil L_r selbst verschwindend klein und kann gegenüber L_a und L_t vernachlässigt werden. Im übrigen ergibt die Auswertung der von den Kurven begrenzten Flächen (Spalte 15 der Tabelle) unter Berücksichtigung der Maßstäbe (Spalte 16) nach obigen Gleichungen die Werte der letzten Tabellenspalte.

Betrachten wir zunächst die Auswertung für den Schub. Sie ergibt

$$S = 127,5 \text{ kg.}$$

¹⁾ Vgl. Anm. 2 zur ersten Textzeile.

Tabelle I. Schraubenstrahlmessungen.

4 flügelige Holzflügelschraube nach Schmid, Fig. 75 bzw. 79¹⁾ in Normalstellung ($\alpha_s = 0$), Durchmesser: $D = 3,00$ m, Drehzahl: $n = 540/\text{min}$.

Gemessen wurden, wie aus Fig. 79 bzw. 83 und 81 bzw. 85 zu entnehmen¹⁾:

$$p = 0,85; \quad \frac{1}{m} = 0,35, \quad \text{also } m = 0,123.$$

Demnach mit den früheren Bezeichnungen²⁾: Schub $S = p R^4 \left(\frac{n}{100}\right)^2 = 127$ kg; Drehmoment $M = m R^5 \left(\frac{n}{100}\right)^3 = 27,2$ mkg.

Also Leistung $N = 21,1$ PS; Kraftausnutzung $C = 0,9$; Gütegrad $\zeta = 0,79$.

1 Größe bzw. Integrand	2 Maßeinheit	3 Zahlwert für den Achsenabstand $r = m$											14 Zur Berechnung von	15 Integral- fläche \int cm ²	16 Wert eines cm ² in Maß- einheiten	17 Ergebnis
		0,0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5				
v	m/s	12,2	13,9	15,4	15,7	16,1	16,1	15	12,2	6,7	3,5	1,7	—	—	—	—
τ	Grad	20	6	15	18	21	15	10	15	35	65	95	—	—	—	—
φ	Grad	0	8	10	10	6	4	4	4	6	10	20	—	—	—	—
ψ	—	1,06	1,02	1,05	1,06	1,08	1,04	1,02	1,04	1,22	2,38	—	—	—	—	—
$v_a = \frac{v}{\psi}$	m/s	11,5	13,7	14,7	14,7	14,9	15,5	14,8	11,8	5,5	1,5	—	—	—	—	—
$\frac{v}{\psi} \cdot r$	m ² /s	0	2,7	5,9	8,8	11,9	15,5	16,2	14,1	7,1	2,1	—	V und Q	30,5	0,40 m ³ /s	$V = 76,5$ m ³ /s $Q = \frac{V}{g} \cdot V = 9,6$ kg-Masse/s
$\left(\frac{v}{\psi}\right)^2 \cdot r$	m ³ /s ²	0	37,6	86,5	130	178	240	240	166	39	3,0	—	S	41,5	4,0 m ⁴ /s ²	$S = 127,5$ kg
$\left(\frac{v}{\psi}\right)^3 \cdot r^2 \cdot \tan^2 \tau$	m ⁴ /s ³	0	0,75	9,3	25	54	65	48	54	36	9,0	—	M	38,8	1,0 m ⁵ /s ³	$M = 27,2$ mkg
$\left(\frac{v}{\psi}\right)^3 \cdot r$	—	0	517	1270	1800	2650	3030	3530	1950	213	4,5	—	L_a	58,5	—	$\begin{cases} L_a = 900 \text{ mkg/s} \\ N_a = 12,0 \text{ PS} \end{cases}$
$\left(\frac{v}{\psi}\right)^3 \cdot r \cdot \tan^2 \tau$	m ⁴ /s ³	0	5,7	91	191	392	261	110	140	104	21	—	L_t	5,3	40 m ⁵ /s ³	$\begin{cases} L_t = 81 \text{ mkg/s} \\ N_t = 1,1 \text{ PS} \end{cases}$
$\left(\frac{v}{\psi}\right)^3 \cdot r \cdot \tan^2 \varphi$	—	0	10,3	39	56	29	18	18	10	2	0,1	—	L_r	0	—	L_r sehr klein
p	kg/m ²	12	7,0	5,0	3,5	3,5	2,0	—	3,0	2,0	2,5	1,0	—	—	—	—

¹⁾ Diese Z. 1915, S. 85/86; Diss. S. 30/31.

²⁾ Diese Z. 1910, S. 177—179; 1915, S. 41. — »Luftschraubenuntersuchungen« 1911, S. 8—10; Diss. S. 8.

³⁾ Nach dem Original der Fig. 3, bei dem die wagerechte Skala für den Achsenabstand 150 mm lang war.

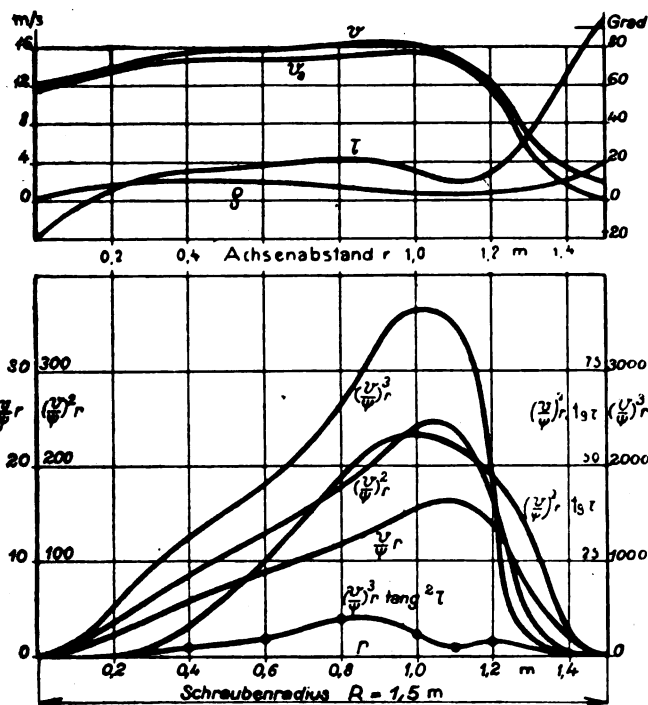


Fig. 3.

Darstellung der gemessenen (oben) und der berechneten (unten) Werte⁴⁾ zur Ermittlung der durchfließenden Luftmenge, des Schubes u. Drehmomentes, sowie der axialen u. tangentialen Leistung.

⁴⁾ In der Zeichnung ist versehentlich $\left(\frac{v}{\psi}\right)^2 \cdot r \cdot \tan^2 \tau$ an Stelle von $\left(\frac{v}{\psi}\right)^3 \cdot r^2 \cdot \tan^2 \tau$ geschrieben worden.

Dagegen war durch unmittelbare Wägung gemessen (vgl. Nachweis über Tab. I) $s = 127$ kg, also in überraschender Übereinstimmung, die man für Zufall halten möchte. Daß grundsätzlich eine volle Übereinstimmung zwischen diesen Größen herrschen muß, beruht in der Gleichheit von Aktion und Reaktion, zwischen denen Verluste nicht möglich sind. Die Arbeitsverluste müssen vielmehr in dem Leistungsnachweis vollständig in Erscheinung treten.

Ebenso müßte grundsätzlich das aus dem Schraubenstrahl nachgerechnete Drehmoment genau mit dem gemessenen übereinstimmen. Hier ist die Genauigkeit der Strahlmessung aber geringer, denn sie hängt von der naturgemäß nicht sehr exakt möglichen Messung der an sich nur geringen Winkelabweichungen τ der Geschwindigkeitsrichtung von der Achsenrichtung ab. Das nachgerechnete Drehmoment ergibt sich zu 30 mkg gegenüber dem gemessenen Werte von 27,2 mkg, immerhin also auf 10% übereinstimmend.

Dementsprechend dürfen wir nun auch für die Leistungsbilanz eine ziemliche Zuverlässigkeit erwarten. Nach Tab. I. ergibt die Auswertung:

$$\begin{aligned} N_a &= 12,0 \text{ PS,} \\ N_t &= 1,1 \text{ „} \\ N_r &= 0 \text{ „} \end{aligned}$$

Damit wären im Strahl erst 13,1 PS nachgewiesen, gegenüber

$$N_1 = 21,1 \text{ PS.}$$

gemessener Leistung an der Schraubenwelle.

Davon sind also 12,0 PS = 56,9% als axiale
und 1,1 PS = 5,2% als tangentiale

Strömungsleistung nachgewiesen; nicht nachgewiesen sind

$$8,0 \text{ PS} = 37,9\%.$$

Um unsere Leistungsbilanz zu vervollständigen, müssen wir aber noch eine bisher übergangene Erscheinung beachten, nämlich den kleinen statischen Überdruck, der im Strahl hinter der Schraube herrscht. Die statischen Drücke sind bei der Strahlaufnahme in allen Querschnitten sorgfältig mit gemessen worden — an den Seitenöffnungen des Stauorgans, das zur Geschwindigkeitsmessung diente, — und in dem früheren Strahlbild¹⁾ mit eingetragen, die Überdrücke positiv in Richtung von der Schraubenebene weg, Unterdrücke umgekehrt. Wie man sieht, herrschen dicht vor der Schraube Unterdrücke bis zu 8 kg/m², hinter ihr stellt sich allmählich erst Überdruck ein, der in dem dieser Rechnung zugrunde gelegten Querschnitt im Mittel $p = 3 \text{ kg/m}^2$ beträgt. In dem Luftvolumen, das gegen diesen Druck sekundlich vorgeht, steckt eine Energiemenge, die wir für den Leistungsnachweis noch beachten müssen. Sie berechnet sich aus $V \cdot p$ in mkg/s oder $V \cdot p/75$ in PS, wenn V die sekundlich geförderte Luftmenge in m³ bedeutet. Diese ergibt sich nach Tab. I zu 76,5 m³/s; die entsprechende Leistung beträgt also

$$3,76,5 = 230 \text{ mkg/s oder rd. 3 PS,}$$

die im wesentlichen noch der axialen Strahlgeschwindigkeit zugute kommen muß.

Somit ist von den 8,0 PS oder 37,9% der aufgewandten Leistung, deren Verbleib wir zunächst nicht angeben konnten, ein erheblicher Teil, nämlich 3,1 PS = 14,6%, noch als nutzbare, wesentlich in axialem Sinne wirkende Leistung nachgewiesen. Der Rest, den wir auf Wirbelung u. dgl. verweisen müssen, beträgt nur noch 4,9 PS oder 23,3% der aufgewandten Leistung, und mit der Rotationsenergie von 1,1 PS oder 5,2% zusammen sind es 28,5%, die nicht in axiale Luftbeschleunigung umgesetzt sind.

III. Wirkungsgrad und Gütegrad.

Wenn wir die Schraube als ein Gebläse ansehen, dessen Nutzleistung in axialer Luftförderung bestünde, so betrüge dessen Wirkungsgrad nun also 100,0 — 28,5 = 71,5%. Wir wollen zur Klärung des Vorganges und unseres hier sonst gebrauchten Gütegradbegriffes schließlich noch darauf hinweisen, wie der hier auftauchende Gebläsewirkungsgrad der Schraube — er möge η heißen — mit unserem stets berechneten Gütegrad ζ zusammenhängt.

ζ war bestimmt als $\frac{S}{S'}$, d. i. $\frac{\text{wirklich gemessener}}{\text{theoretisch erreichbarer}}$

Axialschub der Schraube; dagegen ist der Gebläsewirkungsgrad

$$\eta = \frac{\text{nutzbare Förderleistung}}{\text{aufgewandte Antriebsleistung}} = \frac{L_n}{L}$$

Hierin ist nun L_n die Leistung, die genügt, um den wirklich gemessenen Schub S verlustlos zu erzeugen; andererseits ist S' der Schub, der erzeugt würde, wenn man die ganze aufgewandte Leistung L verlustlos in axiale Strömung umsetzen könnte. Die Zähler und die Nenner der beiden Ausdrücke hängen also durch je eine Gleichung der Form zusammen, die wir, von den Beiwerten abgesehen, von vornherein als unbestrittene Grundlage der Schraubenstrahltheorie aufgestellt haben:

$$S = \sqrt[3]{2 \frac{\gamma}{g} F L^2}$$

Es ist also stets:

$$S \propto L_n^{2/3} \text{ und } S' \propto L^{2/3}$$

Infolgedessen gilt für die obigen Quotienten

$$\frac{S}{S'} = \left(\frac{L_n}{L}\right)^{2/3} \text{ d. h. } \zeta = \eta^{2/3}$$

Für den Gebläsewirkungsgrad η fanden wir oben 71,5%. Demnach ist für den Gütegrad unserer Schraube zu erwarten:

$$\zeta = 0,715^{2/3} = 79,5 \%$$

was in der Tat fast genau mit dem aus der unmittelbaren Messung gewonnenen Gütegrad (79%, s. Tab. I) übereinstimmt.

¹⁾ Vgl. Anm. 2 zur ersten Textzeile.

Zusammenfassung.

1. Die Geschwindigkeitsmessungen an der Luftschraube am Stand, die im Laufe der Luftschraubenuntersuchungen vorgenommen wurden, gestatten die Zerlegung der Bewegungsenergie im Strahl in ihre axialen, tangentialen und radialen Anteile und damit die Aufstellung einer Leistungsbilanz.

2. Die so berechneten Werte für Schub und Drehmoment stimmen mit den unmittelbar gemessenen gut überein, der erstere überraschend genau.

3. Von der gemessenen Antriebsleistung an der Schraubewelle sind im Strahl nachgewiesen:

56,9% als axiale Strömungsenergie,
14,6% als Spannungsenergie (Überdruck),

zus. 71,5% nutzbare Förderenergie.

Ferner 5% als tangentialer Verlustenergie (Rotation des Strahles),

Rest 23,0% nicht nachweisbar, also durch Wirbel verzehrt.

4. Die nutzbare Förderenergie von 71,5% (Wirkungsgrad als Gebläse) entspricht, in Übereinstimmung mit dem direkten Messungsergebnis, einen „Gütegrad“ von 79,5% als Luftschraube; denn $0,715^{2/3} = 0,795$.

Vereinheitlichung im deutschen Maschinenbau.¹⁾

Über die Maßnahmen, die erforderlich sind, um die Wettbewerbfähigkeit der deutschen Industrie nach dem Kriege zu sichern, ist angesichts der noch völlig ungeklärten Zukunft zur Zeit kein klares Bild zu gewinnen. Indessen läßt sich jetzt schon voraussagen, daß einzelne durch den Krieg hervorgerufene Veränderungen — auch unabhängig von allen Plänen, die unsere Feinde zum Schaden des deutschen Wirtschaftslebens verwirklichen können — für die Zeit nach dem Kriege in gewissem Umfange fortbestehen werden. Hierzu gehört die Erhöhung der Selbstkosten, die im wesentlichen von den gesteigerten Ausgaben für Löhne, Rohstoffe und öffentliche Lasten herrührt.

Es müssen daher Mittel und Wege gesucht werden, um die Erhöhung der Herstellungskosten soweit als möglich zu beschränken. Die Aufgabe liegt teils auf wirtschaftlichem, teils auf technischem Gebiete.

Ein wirksames Mittel technischer Art ist die möglichst weit gehende Vereinheitlichung aller der Elemente, die sich im Maschinenbau öfter wiederholen und ohne Nachteil in gleicher Form und deshalb in Massen und auf Vorrat hergestellt werden können.

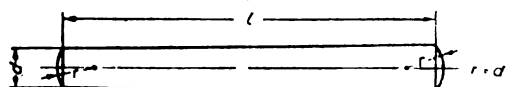
Es liegt in der Natur der Sache, daß die von der Vereinheitlichung erwarteten günstigen Wirkungen nur eintreten können, wenn die erforderlichen Arbeiten von einer Stelle aus zusammengefaßt werden. In dieser Erkenntnis haben sich die technischen Behörden und führenden Firmen des allgemeinen Maschinenbaues, der Elektrotechnik, der Feinmechanik und des Schiffbaues im Normenausschuß für den deutschen Maschinenbau im Frühjahr dieses Jahres zu gemeinsamer Arbeit zusammengefunden²⁾.

Bisher sind für folgende Gegenstände Arbeitsausschüsse eingesetzt worden:

Kegelstifte und Zylinderstifte: Obmann Professor Toussaint, Kgl. Fabrikationsbüro Spandau, Spandau, Askaniering 9.
Normaldurchmesser: Obmann Ingenieur Damm, Gutehoffnungshütte, Aktienverein für Bergbau und Hüttenbetrieb, Sterkrade (Rhld.).
Zeichnungsnormen: Obmann Dr.-Ing. Heilandt, AEG-Fabriken, Berlin N. 31, Brunnenstr. 107a.
Werkzeuge: Obmann Ingenieur Reindl, Prokurist bei Schuchardt & Schütte, Berlin C., Spandauerstr. 28/29.
Gewinde: Obmann Hauptmann Beckh, Kgl. Fabrikationsbüro Spandau, Spandau, Askaniering 9.

¹⁾ Aus Z. d. Ver. d. Ing. 1917, S. 985.

²⁾ Vergl. Z. d. Ver. d. Ing. 1917, S. 504.



Kege/ 1 50

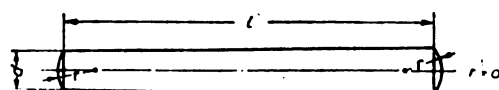
Maße in mm

[illegible]

Werkstoff: bei $d = 20$ mm Stahl von $70 + 80$ kg/mm² Festigkeit und 10 % Dehnung
 über $d = 20$ mm Stahl von $80 + 80$ kg/mm² Festigkeit und 18 % Dehnung
Gewichte: siehe DINORM 2

October 1917

Geschäftsstelle des Normenausschusses der Deutschen Industrie Verein deutscher Ingenieure Berlin NW 7, Sommerstr. 4a



Kegel 1:50

Maße in mm

[illegible]

Gewichte in kg für je 1000 Stück, berechnet für ein Gewicht des Werkstoffes von 7,8 kg/dm³.

Die Stiftdicke t ist die Tragdicke. Für die Kuppen ist ein Längenzuschlag von insgesamt $\sim 0,3$ zu machen

Oktober 1917

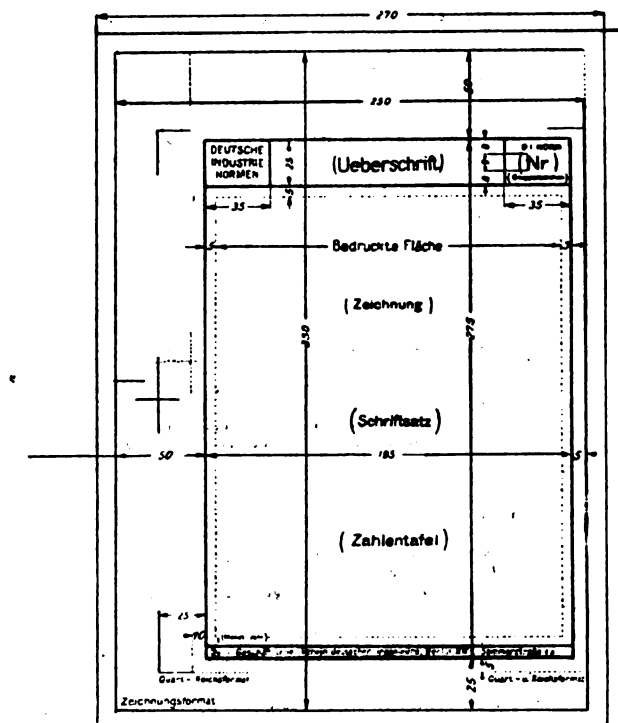
Geschäftsstelle des Normenausschusses der Deutschen Industrie Verein deutscher Ingenieure, Berlin NW7, Sommerstr. 4a

Made in mm

1	20	80	100	180	200	280	300	350	400	450
1.5	21	82								
	22	85	105	185						
2	23									
	24	88								
2.5	25	90	110	190	210	290	310	360	410	460
3	26	92								
3.5	27	95	115	195						
4	28									
4.5		98								
5	30	70	120	170	220	270	320	370	420	470
6	32	72								
7	33									
	34	75	125	175						
9	35	78								
10	36	80	130	180	230	280	330	380	430	480
11		82								
12	38									
13	40	85	135	185						
14	42	88								
15		90	140	190	240	290	340	390	440	490
16	44	92								
17	45									
18	46	95	145	195						
19	48	98								500

October 1917

Geschäftsteile des Normenausschusses der Deutschen Industrie: Verein deutscher Ingenieure Berlin NW 7 Sommerstr. 4b



Für den Kopf, den Schriftsatz und die Zahleinteile werden senkrechte Druckbuchstaben, für die Zeichnungen die schräge Blockschrift verwendet. Die Normblätter werden ihrer Entstehung nach laufend beziffert; sie sollen später in Untergruppen eingeteilt werden.

Die Drucke auf weissem Papier haben eine Größe von 250 x 350 mm, die auf Pausleinwand eine solche von 270 x 370 mm. Druckblätter und Lichtpausen können für die Baumleinwappen passend auf Werkstatformat 250 x 350 mm, auf Reichsformat 210 x 330 mm, ohne oder mit Hefttrand, oder auf Quartformat 225 x 285 mm beschnitten werden.

Oktober 1917

Geschäftstelle des Normenausschusses der Deutschen Industrie. Verein deutscher Ingenieure, Berlin NW7, Sommerstr. 4a.

bildung zum Flieger¹⁾ waren mir durch eigene Unglücksfälle und Beobachtungen von Schülern bei ihren Erstlingsflügen bereits starke Bedenken über die Güte des menschlichen Gleichgewichtssinnes aufgestiegen, meine Studien während des Krieges als Arzt bei Feldfliegerabteilungen, die Beobachtung von Luftkämpfen usw. haben mich zu dem Ergebnis geführt, daß der Flieger sich durch keinerlei andere Sinnesempfindungen, als durch das Auge über die Lage im Raum zu orientieren vermag.

Bei meinem ersten Alleinflug stürzte ich kurz nach dem Start aus 50 m Höhe ab. Ich hatte den Apparat gut vom Boden abgehoben und sah dann in die Karosserie — nach dem Tourenzähler — ob der Motor einwandfrei arbeite. Als ich wieder aufblickte, sah ich, daß die Maschine steil in der Luft hing und sich nach rechts neigte. Trotz sofortigem Gegensteuern rutschte die Maschine über den rechten Flügel ab. Der Unglücksfall ist dadurch zu erklären, daß ich versäumte, mit dem Auge die Lage der Maschine im Raum — zum Horizont — zu kontrollieren und zu korrigieren. Während ich nach dem Tourenzähler sah, war mir durch keinerlei Empfindungen zum Bewußtsein gekommen, daß ich die Maschine bis zu einem Winkel von ca. 50° übersteuert hatte.

In flugtechnischen Zeitschriften und in den Tagebüchern unserer bekannten Kampfflieger finden wir zahlreiche Schilderungen über die Gefahren bei Wolkenflügen, die deutlich zeigen, daß es dem Flieger unmöglich ist, sich mit Hilfe anderer Sinnesempfindungen als dem Auge über die Lage im Raum zu orientieren. Unrichtigerweise werden die Wolken dann oft als Sturmwolken bezeichnet, oder der Flieger glaubt, durch Böen in die unangenehme Lage gebracht worden zu sein, während nur der fehlende automatische Gleichgewichtssinn ihm die Lageorientierung unmöglich macht. Eine besonders anschauliche Schilderung finden wir in dem Buche von Oberleutnant Heydemarck »Doppeldecker C 666«. Er sagt da:

»In den Wolken fliegen — das ist das Grauenshafteste, was ich mir denken kann. — Dieses Taumeln durch das Nichts. — Nach kurzer Zeit schon geht das Gleichgewichtsgefühl fort. Verlaß ist nur, wenn sich das Auge an einen Punkt klammern kann und dadurch das Gefühl für das Gleichgewicht schafft.«

Schon Latham — einer der ältesten französischen Flieger — berichtete 1908 von einem Wolkenflug, bei dem er vollkommen die Lageorientierung verlor: »Eine peinliche Angst ergriff mich, und ich bin sobald als möglich wieder heruntergegangen. Als ich auf dem Flugplatze anlangte, war ich nach Aussage der Anwesenden totenbleich, und Blériot mußte mich auf dem Wege zum Büfett stützen, sonst wäre ich zusammengebrochen.« Ein englischer Fliegerkapitän — Hucks — teilte im Januar 1917 in der britischen Aeronautischen Gesellschaft ungefähr folgendes mit²⁾: »Es ist leider noch nicht allgemein bekannt, daß in den letzten Jahren eine große Zahl verhängnisvoller Unglücksfälle einzig und allein auf Wolkenflüge zurückzuführen sind. Alle Anstrengungen, die Maschine in den Wolken wieder in einen beständigen Geradeausflug zu bringen, sind vergeblich — bis man schließlich fast Kopf nach unten oder in Spiralen aus den Wolken herauskommt. Es sind auch Fälle bekannt, wo die Flächen unter dem Druck beim Abfangen der Maschine aus vertikalem Sturzflug brachen. Vor einiger Zeit löste sich an der Südküste eine Maschine in den Wolken auf — die Haupttragflächen fielen etwa 800 m vom Rumpfgestell entfernt zu Boden. — Die zurzeit zur Verfügung stehenden Instrumente sind von geringer Brauchbarkeit, wenn man erst einmal die Steuerkontrolle verloren hat. Ein Luftgeschwindigkeitsmesser, der z. B. 240 km Stunden anzeigt, orientiert nicht darüber, ob man in Korkenzieherspiralen heruntergeht oder im geradeaus gerichteten Sturzflug. — Wasserwagen werden von der Zentrifugalkraft irgendwie anders eingestellt.«

In besonders unangenehme Lagen kann der Flieger bei Nachtflügen kommen, wenn ihm — durch Scheinwerfer geblendet — für Minuten die Kontrolle der Gleichgewichtslage

unmöglich gemacht wird. Genau wie bei Wolkenflügen kann es dann geschehen, daß die Maschine übersteuert wird und abruht. Unfälle durch Blendung bei Nachtflügen sind mehrfach bekannt geworden.

Folgende eigene Beobachtungen bringen noch weiter Material zu meinen Untersuchungen über den Gleichgewichtssinn des Fliegers: Bei unseren Flugschülern war es mir aufgefallen, daß kleine Leute schlecht starteten (steil hängend) und beim Flug Schräglagen nicht sofort korrigierten. Die Ursache für diese offensichtlich schlechte Gleichgewichtsregelung war darin zu suchen, daß der kleinere Flugschüler tiefer in der Karosserie sitzt und so einen schlechten Überblick über den Apparat und die Lage desselben im Raume hat. — Besonders schwierig gilt die Steuerung von Maschinen mit vornliegendem, balkonartig ausgebautem Führersitz. Der Führer hat bei dieser Anordnung des Sitzes weder Ausblick auf die Tragdecken, die hinter ihm liegen, noch auf den Rumpf. Er kann also Gleichgewichtsschwankungen — vor allem in der Vertikalen — nicht so rasch und mittelbar erkennen wie bei dem normalen Flugzeug, wo er hinter dem Motor — zwischen den Tragdecken — sitzt. Mir ist persönlich ein tödlicher Unglücksfall eines Flugschülers bekannt, der eine solche Maschine übersteuerte, weil ihm offensichtlich die abnorme Steillage seiner Maschine nicht zum Bewußtsein gekommen war. — Ein sonst sehr schneidiger und gewandter Fluglehrer in Leipzig war bekannt durch seine schlechten Starts: die Maschine hing oft nach dem Abheben beängstigend steil in der Luft. Auf Befragen gab er regelmäßig an, daß ihm die Gefährlichkeit der Lage nicht zum Bewußtsein gekommen sei, er hätte infolge Beschlagens des Klemmers (den er wegen starker Kurzsichtigkeit unter der Schutzbrille tragen mußte) keinen freien Ausblick gehabt. Die Schutzbrille, die besonders im Winter regelmäßig beschlägt, wird in wenigen Sekunden infolge des starken Luftzuges, den der Propeller erzeugt, klar. Bei Klemmerträgern wird das natürlich länger dauern und muß notgedrungen zu schlechtem Start führen.

Eine besonders interessante Beobachtung teilt der bekannte österreichische Pilot Oberleutnant Bier mit. Er erklärt, daß bei Flügen in größerer Höhe der Flieger reflektorisch auch die geringste Schräglage sofort zu korrigieren suche. Dieses Gefühl der Unsicherheit über die Gleichgewichtslage in großer Höhe ist nach dem bisher Mitgeteilten ebenfalls leicht erklärlich: Bei großer Höhe (über 4000 m) werden die Haltepunkte für das Auge sehr klein, oft entzieht eine Dunstschicht den Anblick der Erde, aus der sich nur ab und zu Berge oder Wälder abheben und so Orientierungspunkte geben.

Nach Mitteilung meiner Beobachtungen aus der Praxis des Fliegens dürfte eine genauere Erörterung der Sinnesempfindungen, die das Gleichgewicht beim Menschen regeln, Interesse bieten. Ich erwähnte bereits, daß der Vestibularapparat in seiner Wirkungsweise allgemein überschätzt wird — ein Beweis dafür, daß er beim Menschen tatsächlich funktionslos geworden ist, bieten zwei Fälle von plötzlichem beiderseitigen Vestibularausfall durch Kriegsverletzung¹⁾ — der eine durch Gewehr-Schädelschuß, der andere durch Verschüttung. Beide zeigten niemals Gleichgewichtsstörungen oder Schwindel, im ersteren Falle konnte sich der Betroffene noch selbst verbinden und einen einstündigen Marsch zum Feldlazarett zu Fuß zurücklegen.

Daß Taubstumme (bei denen ja auch der Vestibularapparat fehlt) sich angeblich beim Tauchen nicht über ihre Lage unter Wasser orientieren können, hat bei genauerer Prüfung des Tatsachenmaterials sich als falsch erwiesen. Die Angaben stammen von einem englischen Ohrenarzt und wurden durch eine Rundfrage (durch Fragebogen!) erhalten. Andere Beobachtungen ergaben, daß Taubstumme genau so geschickte Schwimmer und Taucher sind, wie normale Menschen. [Eine isolierte Prüfung des Bogengangapparates ist leider nur durch operatives Vorgehen (Entfernung oder Plombierung der Bogengänge) möglich. Selbst wenn jedoch beim Menschen noch bis zu einem gewissen Grade Funktionstüchtigkeit bestände — für den Flieger scheidet der Vestibularapparat zur Lagebestimmung vollständig aus, da die Flüssigkeit in den Bogengängen durch die rasche Vorwärtsbewegung des Flug-

¹⁾ Verfasser hat sich seit 1910 in der Aviatik betätigt und bestand im April 1914 sein Feldpilotenexamen auf Militär-Doppeldecker.

²⁾ Vgl. Flugsport 1917 Nr. 16: Flugerfahrungen der letzten 3 Jahre (nach engl. Darstellung).

¹⁾ Vorgestellt im Januar 1917 in der Berliner psychiatr. Gesellschaft von Professor Haake.

zeuges nicht mehr der Schwerkraft allein folgt, sondern sich in die Resultante (Schwerkraft und Vorwärtsbewegung) einstellt.

Beim Gehen und Laufen erhält der Mensch sein Gleichgewicht durch den Haut- und Muskelsinn, das sind Empfindungen, wie sie vom Drucksinn der Haut, von den Muskeln, Sehnen und Gelenken übermittelt werden und den Menschen über die jeweilige Lage der Glieder zu einander orientieren. Aber bereits bei komplizierteren Gleichgewichtsfunktionen, wie Radfahren, Kugellaufen usw., ist der Hautmuskelsinn nur noch in geringem Maße beteiligt — auch hier ist es fast ausschließlich das Auge, das das Gleichgewicht regelt. So ist es bekanntlich unmöglich, mit geschlossenen Augen Rad zu fahren. Man fällt — bei mittlerer Geschwindigkeit des Rades — bereits nach wenigen Metern um.

Beim Flieger befindet sich der Hautmuskelsinn unter besonders ungünstigen Bedingungen, so daß durch ihn keinerlei Lageempfindungen vermittelt werden können. Der Sitz des Piloten befindet sich ungefähr im Schwerpunkt des Flugzeuges, die Ausschläge des Sitzes bei Schräglagen sind also sehr gering. Die dicke Lederkleidung setzt die Empfindlichkeit für den Drucksinn der Haut wesentlich herab, so daß die schon an sich geringen Schwankungen durch das Gesäß z. B. gar nicht gefühlt werden. Die Aufmerksamkeit des Fliegers ist auf Ausblick, Motor und Steuerung gerichtet, die gesamte Muskulatur — besonders die der Arme und Beine — befindet sich in starkem Spannungszustand, um die geringen Steuerbewegungen, die nötig sind, genau abzugrenzen — eine peinliche Beobachtung der eignen Sinnesempfindungen, ob Lageänderungen wahrzunehmen sind, ist also ausgeschlossen. Alle Lageänderungen beim Fliegen geschehen — abgesehen von Böen — unmerklich, gleichmäßig, gleitend, so daß der Flieger also auch durch keinerlei Bewegungsempfindung¹⁾ auf eine erfolgte Lageveränderung aufmerksam gemacht wird. Bei extremen Schräglagen (wenn die Maschine auf dem Kopf steht oder bereits abrutscht) kommen noch zwei Empfindungen zur Wahrnehmung, die unter dem Einfluß der Schwerkraft stehen, und zwar die Änderung des Druckes in den Blutgefäßen der stärker geneigten Körperteile (z. B. Blutandrang nach dem Kopf) und die Verlagerung der Eingeweide (Fahrstuhlgefühl bei Sturzflügen). Praktisch kommen sie für den Flieger zur Lagebestimmung nicht in Betracht, da sie erst nach Überschreiten der Gefahrengrenze zur Wahrnehmung gelangen. Zusammenfassend kann also gesagt werden: Sowohl die physiologische Prüfung als auch die Praxis des Fliegens ergibt, daß durch keinerlei andere Sinnesempfindungen als allein durch das Auge die Regelung des Gleichgewichts beim Fliegen erfolgt. Als Nutzenanwendung ergibt sich:

Das Wichtigste für den Flieger ist der freie Ausblick, um jederzeit die Lage der Maschine zum Horizont prüfen zu können. Flugzeugführer von besonders geringer Körpergröße müssen sich durch Unterlegen von Kissen freien Ausblick verschaffen. Bei Wolken- und Nachtflügen sind zum Anzeigen transversaler und vertikaler Schräglagen Instrumente unbedingt erforderlich. Auf ein Gefahrenmoment bei Wolkenflügen ist noch besonders hinzuweisen. Es ist nicht ratsam — wenn der Führer die Lageorientierung verloren hat —, mit vollkommen gedrossem Motor in den Gleitflug überzugehen, sondern man nehme nur einige Zähne Gas weg, da die Maschine ja eventuell bereits auf dem Kopf stehen kann und — ohne Gas — wie ein Stein abstürzt. Einen derartigen Fall beobachtete ich Ende Juli 1916 bei Bapaume; dem senkrecht aus einer Wolke stürzenden Flieger gelang es noch kurz über dem Erdboden, den Apparat aufzurichten. Bei Flügen in größeren Höhen und bei Bodennebel ist erhöhte Aufmerksamkeit und ständige Kontrolle der Gleichgewichtslage nötig. — Nicht mit Klemmer fliegen! Korrektionsgläser ev. auf die Schutzbrille klinken lassen. Auch bei leichteren Augenerkrankungen (Gerstenkorn usw.) ist das Fliegen bis zur völligen Wiederherstellung einzustellen.

Für den Lehrbetrieb ergibt sich, daß der Schüler besonders nachdrücklich darauf aufmerksam zu machen ist, daß die Kunst des Fliegens nur in dem reflektorisch raschen Zusammenarbeiten von Auge und Steuerbewegung besteht und nicht in der Übung und Vervollkommenung eines automatischen

¹⁾ Bewegungsempfindungen gelangen nur bei Geschwindigkeitszu- oder abnahme als solche zur Wahrnehmung (Machsches Gesetz).

Gleichgewichtssinnes, der beim Menschen gar nicht vorhanden ist. — Daß derartige Ansichten bei unseren Flugschülern bestehen, zeigt ein Artikel von Leutnant d. R. Klatte über »Die Eigenschaft zum Fliegen« (Illustrierte Zeitung 1917, Nr. 3865). Er sagt da:

»Ein Flieger muß stahlharte Nerven, verbunden mit einem außerordentlich feinen Gefühl für die Lage seines Flugzeuges besitzen. Die Gleichgewichtsnerven müssen die geringsten Schwankungen des Flugzeuges verspüren und unbewußt, blitzartig die richtigen Steuerbewegungen auslösen.«

Eine eingehende Aufklärung unserer Flugschüler, daß sie nur auf das Auge als Gleichgewichtsregler angewiesen sind und ihre Kunst mehr den Fertigkeiten des Autoführers als denen des Seiltänzers entspricht, würde manchen Unglücksfall verhüten.

Joseph Popper-Lynkeus.

Zu seinem 80. Geburtstage am 21. Februar 1918.

(Bildnis nach einer Aufnahme von Prof. Dr. Theodor Beer, Clareus-Wien.)

Wer heute an eine geschichtliche Aufgabe auf dem Gebiete der Technik herantritt, sieht sich vor die größten Schwierigkeiten gestellt, weil hier in den grundlegendsten Fragen noch fast jede Verständigung fehlt. Welcher Anteil am technischen Fortschritt fällt dem forschenden, rechnenden Gelehrten, welcher dem versuchenden und entwerfenden Ingenieur zu, welcher endlich dem kaufmännisch und organisatorisch tätigen Unternehmer? Wie greifen diese Teile technischer Betätigung in der Entwicklung ineinander, wie baut sich in jedem die vollkommenere Lösung auf der unvollkommenen auf? Was bedeuten hier und dort die einzelnen »überholten« Stufen des Fortschreitens, gibt es überall, in Theorie und Praxis, in gleichem Sinne ein Veralten? Liegen überhaupt auf verschiedenen Teilgebieten der Technik die Verhältnisse auch nur annähernd gleich? Und welche Rolle schließlich spielt das gesamte technische Leben innerhalb des Rahmens der geistigen Entfaltung eines Zeitalters oder eines Menschen?

Alle diese Fragen müssen sich besonders stark aufdrängen, wenn man das — noch nicht abgeschlossene, aber seiner Vollendung entgegengende — Lebenswerk eines Mannes wie Joseph Popper-Lynkeus betrachten will. Ihn, den heute noch immer wenig Gekannten, wird vielleicht ein später Geschichtsschreiber als einen der universalsten und hoffentlich auch wirkungsvollsten Geister des 19. Jahrhunderts bezeichnen. Unvergleichlich ist der Gang seiner persönlichen Entwicklung. Ein armer, allein und ohne jede Unterstützung dastehender Techniker, verließ er, etwa 20 Jahre alt, die Schule und konnte nirgends eine Anstellung finden. Mühsam fristete er zehn Jahre lang sein Leben als Kassenbeamter der Staatsbahn, als Zeitungskorrespondent, Hauslehrer und Hofmeister¹⁾. Dann versuchte er es mit selbstständiger technischer Arbeit. Er erfand eine Kesselbauart, die den Wassenumlauf begünstigte und die Kesselsteinbildung verhinderte, später einen Luftkondensator für Dampfmaschinen, endlich ein »selbstventilierendes Gradierverk«. Diese Erfindungen, heute längst außer Verwendung, überholt und vergessen, verschafften ihm ein bescheidenes Vermögen, das die Grundlage für sein späteres Wirken bot. Inzwischen, schon während der ersten Zeit des dürftigsten Erwerbslebens, dann während der Reisen zum Vertrieb seiner Erfindungen, hatte er, weit ausholend, den Grund zu einer fast beispiellos umfassenden Geistesbildung gelegt: Kein Lehrer und keine Schule hat je einem Schüler so weites Wissen vermittelt.

Popper begann, wie billig, mit mathematischen Studien, denen er, in einem später ganz anderen Dingen zugewandten Leben, stets innige Liebe entgegenbrachte. Als Merkwürdigkeit sei hier erwähnt, daß er im Jahre 1865 in den Berichten der Wiener Akademie eine Abhandlung über Konvergenzkriterien unendlicher Reihen veröffentlichte²⁾. Mächtig an-

¹⁾ Über persönliche Daten vgl. die Selbstbiographie, Leipzig 1917. Hierin auch ein vollständiges Verzeichnis der Veröffentlichungen Poppers.

²⁾ Sitzungsberichte d. math. naturw. Klasse d. k. Ak. d. Wiss. 52. B. II. Abt. Jahrgang 1865, Wien 1866, S. 496.

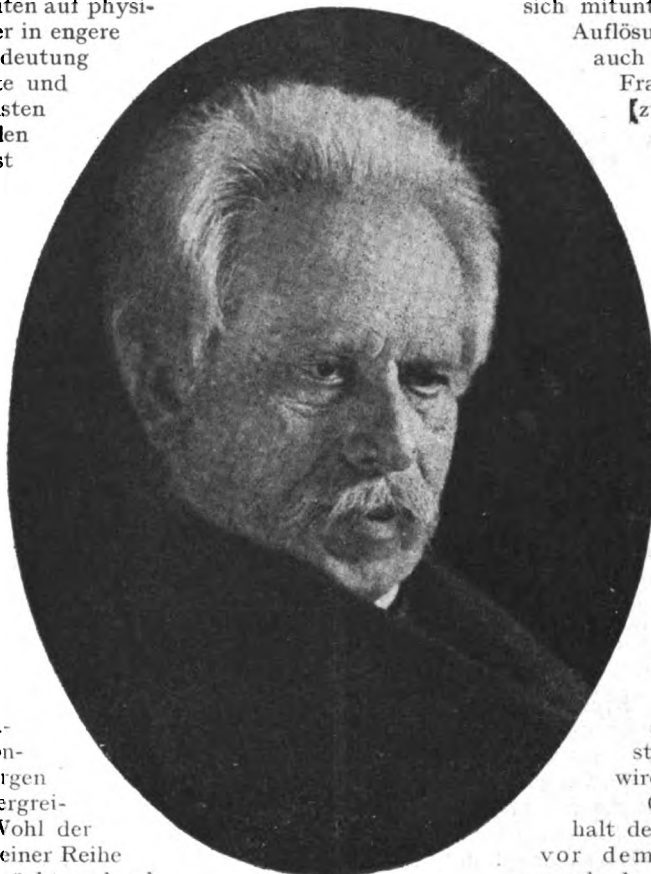
geregt wurde er durch den Physiker Rob. Mayer, mit dem er im Anschluß an eine Veröffentlichung über die Mayersche Wärmelehre in persönliche Beziehung trat. Durch Mayer und dann insbesondere durch Mach beeinflusst, lebte sich Popper in die Gedankengänge der damals noch jungen Energielehre ein. Hierher gehört jene erstaunliche, für den künftigen Geschichtsschreiber der Technik überaus bedeutungsvolle Erscheinung, die man als die »Entdeckung« der elektrischen Kraftübertragung bezeichnen kann: Im Jahre 1862 übergab Popper der kaiserlichen Akademie der Wissenschaften in Wien ein versiegeltes Schreiben, das im Jahre 1882 eröffnet, die Grundzüge der Kraftübertragung durch Generator, Fernleitung und Motor klar und ausführbar auseinandergesetzt enthielt¹⁾. Die Arbeiten auf physikalischem Gebiet brachten Popper in engere Verbindung mit Mach, dessen Bedeutung er früher als irgendeiner erkannte und der in ihm zeitlebens einen ernststen Mitarbeiter und verständnisvollen Freund schätzte. Aber er selbst wandte sich von den Bestrebungen seiner Jugendjahre weg dem groß angelegten Hauptwerk seines Lebens zu, nur gelegentlich wieder dort anknüpfend und später in größerem Umfang zurückgreifend, indem er als Fünfzig- und Sechzigjähriger der »Wiener flugtechnischen Schule« Gehalt und Rückgrat gab. Von diesen Arbeiten, wie von einigen noch neueren, mehr geschichtlicher Richtung, auf flugtechnischem Gebiet sprechen wir weiter unten etwas ausführlicher.

Wenige Worte müssen hier genügen, um einen Begriff von den reichen Früchten zu geben, die ein Leben voll Arbeit und Einsamkeit diesem Manne getragen. Ausgehend von dem Persönlichsten — den Mühen und Sorgen der eigenen Jugend — aber übergreifend auf das Allgemeinste, das Wohl der ganzen Menschheit, schuf er in einer Reihe von Werken das wohldurchdachte, nüchtern durchgearbeitete soziale Programm der »Allgemeinen Nährpflicht«²⁾, das jedem Bürger ein Mindestmaß von Gütern zur regelmäßigen Erhaltung seines Lebens sichert. Heute weniger als je kann jemand daran zweifeln, daß wir uns auf einem Wege befinden, dessen fernerer Verlauf hier von Popper klar gezeichnet wurde. Ein großer, aber wenig zusammengefaßter Kreis von Anhängern tritt zurzeit für die Popperschen Gedanken ein. Aber Popper selbst schritt die Bahn seiner Entwicklung weiter, die ihn von der sozialen Frage zu den wichtigsten ethischen Problemen führte. Mit der nur ihm eigenen Schlichtheit und Nüchternheit entwarf er die Grundlinien neuer ethischer Gestaltung³⁾, die die inneren Widersprüche heute herrschender Lehren klären sollte. Und als hätte die Natur an einem Beispiel zeigen wollen, wie viele Saiten an dem Manne, der seine Kräfte sammelt, voll erklingen können, schenkte sie ihm den sichtbarsten und lautesten Erfolg bei einem künstlerischen Versuch, den »Phantasien eines Realisten«⁴⁾, die eine unendlich reiche Erfindungsgabe den berühmtesten Erzählungen des Weltchriftums zur Seite stellt. Hier waren auch die lebendigen Folge-

rungen seiner sittlichen Grundgedanken sowie neuer ästhetischer Erkenntnisse gezogen, die in früheren und späteren Schriften, im »Voltaire«¹⁾, wie in der reizvollen Abhandlung über die »Ästhetik der technischen Fortschritte«²⁾ dargelegt erscheinen.

Fast könnte es kleinlich scheinen, diesem Reichtum gegenüber die Betrachtung auf ein so enges Gebiet, wie es die Flugtechnik darstellt, zu beschränken. Doch es folgt aus der Echtheit und Ursprünglichkeit der Schaffenskraft, daß sich in jeder einzelnen Äußerung ein fast volles Bild des ganzen Menschen zeigt. Das Bild ist das des entschiedensten Willens zur Klarheit, des nüchternen und selbstlosen Strebens nach Erkenntnis: »Noch mehr aber ereifert man sich mitunter, wenn jemand nicht nur die Auflösung einer Aufgabe gibt, sondern sich auch noch bemüht, die schon gelöste Frage zur höchstmöglichen Klarheit [zu bringen. Eine eindringende Aufklärung eines Problems, auch wenn dasselbe schon gelöst wäre, hat nicht nur die ästhetische Bedeutung, dem Wahrheits- und Einsichtstrieb höherer Menschen Genüge zu tun, sondern ist auch von nicht zu unterschätzendem Nutzen für den Fortschritt der Wissenschaft und Technik selbst; ... sie hilft Neues und Richtiges finden und verhütet außerdem, Wertloses zu versuchen; sie gibt sozusagen in latenter Form hundert Einsichten in künftige Fälle, die man ohne sie gar nie gehabt hätte, und vielleicht ist es im letzten Grund diese dunkle Vorempfindung künftiger Einsichten in wirklich auftauchende Fragen, die manchen so sehr erfreut, wenn er eine Erhöhung seiner Einsicht in ein, wenn auch schon vollständig gelöstes Problem gewahrt wird³⁾.«

Gehen wir auf den sachlichen Inhalt der vor drei Jahrzehnten, 15 Jahre vor dem ersten erfolgreichen Flugversuch der Brüder Wright, erschienenen Popperschen »Flugtechnik« ein, so begegnen wir allen eingangs erwähnten Schwierigkeiten geschichtlicher Betrachtungsweise in der Technik. Die Fragestellungen erscheinen uns überholt, die Behandlungsweise fremd. Und doch kann man hier an jedem einzelnen Problem die hohe Bedeutung der aufklärenden Tätigkeit Poppers verfolgen. Da ist der Begriff der »Schwebearbeit«, der den breitesten Raum in den flugtechnischen Schriften jener Tage einnimmt und der einen Wust widersprechender und verworrener Theorien ausgelöst hat. Die Tatsache, daß zum wahren Fluge, auch abgesehen von allem »schädlichen« Widerstand, eine Arbeitsleistung erforderlich ist, schien ein Widerspruch gegen die Energielehre zu sein. Popper weiß das Wesentliche: daß »den Lehrbüchern gemäß« die nötige Sekundenarbeit, um einen Körper zu tragen, »von 0 bis ∞ variieren kann, je nach der Methode, die man anwendet⁴⁾.« Aber er gibt sich mit dieser etwas dürftigen Erkenntnis nicht zufrieden, sondern sucht den unvermeidlichen Arbeitsverbrauch des Horizontalfluges verständlich zu machen. Es ist nun sehr interessant, daß die ausführliche Erklärung Poppers grundsätzlich mit jener übereinstimmt, die Euler seinerzeit für die Reibung fester Körper auf wage-



¹⁾ Veröffentlicht in den Sitzungsberichten von 1882.

²⁾ Das Recht zu leben und die Pflicht zu sterben, 3. Aufl., Dresden 1903. Die allgemeine Nährpflicht als Lösung der sozialen Frage. Dresden 1912.

³⁾ Das Individuum und die Bewertung menschlicher Existenzen, unter dem Pseudonym Lynkeus, Dresden 1910.

⁴⁾ Phantasien eines Realisten, unter dem Pseudonym Lynkeus, 11. u. 12. Aufl. Dresden 1909.

¹⁾ Voltaire, Dresden 1905.

²⁾ Die technischen Fortschritte nach ihrer ästhetischen und kulturellen Bedeutung, Dresden 1886.

³⁾ Flugtechnik I. Heft, Berlin 1889, S. VII.

⁴⁾ Flugtechnik I, S. 81.

rechter Unterlage geben zu müssen glaubte¹⁾: daß alle scheinbare Horizontalbewegung genau genommen eine Zickzackbewegung ist, »aus unendlich vielen Wellenbergen und Wellentälern bestehend«, »so daß in der Tat eine Hebearbeit geleistet werden muß²⁾. Wir finden heute in dieser Darstellung keine Erklärung, weil wir überhaupt kein Bedürfnis nach einer solchen empfinden, weder im Falle der Reibung fester Körper noch in dem des Drachenfluges. Aber es ist kein Zweifel, daß das Bedürfnis einmal bestand und daß ihm bis zu einem gewissen Grade durch die angedeuteten Gedanken Genüge getan wurde.

Eingehend beschäftigt sich Popper mit den Ergebnissen der v. Löblichen Luftwiderstandsversuche³⁾, in denen er mit sicherem Blick den wertvollsten Teil der zu jener Zeit geleisteten Forschungsarbeit erkennt. Die warme, immer wieder hervorgehobene Anerkennung der Löblichen Verdienste ist um so bemerkenswerter, als Popper einen groben Verstoß in der von v. Löbl aufgestellten Widerstandsformel (die in den Dimensionen nicht homogen ist) richtigzustellen genötigt war. Wiederholt betont Popper die entscheidende Bedeutung, die den neugewonnenen Erkenntnissen über die Größe des Luftwiderstandes für die Fluglehre zukommt, und er zögert nicht, seine eigenen älteren Berechnungen den neuen Grundlagen anzupassen.

Von der auf drei Teile angelegten »Flugtechnik« ist nur der erste Teil (1889) erschienen. Er enthält eine kritische Erörterung aller zu jener Zeit aufgeworfenen Fragen der Ballon- und Flugtechnik mit vielen selbständigen Vorschlägen und Berechnungen, unter denen wir als heute noch zeitgemäß hervorheben können: einen Plan, den Fesselballon durch eine Fesselschraube, ganz besonders für Zwecke der Kriegsmarine, zu ersetzen. Ganz allgemein kann von diesem, wie von den anderen Werken Poppers gesagt werden, daß sich darin sehr viele Gedanken finden, die durchaus nicht als abgetan gelten können und die sich ganz bestimmt einmal, wenn ihre Zeit gekommen ist, entwickeln werden. Der erste Teil der »Flugtechnischen Studien« (1896), die umfassende Erweiterung eines im Wiener flugtechnischen Vereine gehaltenen Vortrages, knüpft an das v. Löbliche Buch an und spricht sich über alle wichtigeren flugtechnischen Fragen vom Standpunkt der rationalen Mechanik aus. Der zweite Teil (1899) ist der von v. Löbl aufgestellten Theorie der »Sinkverminderung« gewidmet, die eine durchaus sachgemäße und richtige, dabei aber von warmer Anerkennung getragene Kritik erfährt. Noch einmal kommt Popper auf die Widerstandsversuche und die durch sie hervorgerufenen Streitfragen zurück, indem er 1910 in einer Abhandlung über das »Sinusproblem« eine vorzügliche, auch heute lesenswerte Darstellung aller älteren Versuchsergebnisse bietet⁴⁾.

Niemand, der sich aus Beruf oder Anteilnahme mit flugtechnischen Dingen befaßt, darf an dem jüngsten hierhergehörigen Werke Poppers »Der Maschinen- und Vogelflug« vorübergehen, das wohl die gediegenste und aufschlußreichste historisch-kritische Untersuchung auf dem Gebiete der Flugtechnik bildet⁵⁾. Ausgehend von einigen wohlgedachten Bemerkungen über das Verhältnis zwischen theoretischen und praktischen Leistungen, stellt Popper die Arbeiten von Alphonse Pénaud, des »Vaters der modernen Aviatik«, in den Vordergrund der Betrachtung. In überzeugender Weise werden die Verdienste Pénauds dargelegt, der das erste frei fliegende Modell eines Drachenfliegers herstellte, die ersten brauchbaren rechnerischen Grundlagen für das künstliche Fliegen schuf und vor allem die ersten für den Aufbau der heutigen Flugzeuge entscheidenden Erfindungen machte: die Längsstabilisierung durch die Schwanzflächen und die Möglichkeit der Querstabilisierung durch die V-Stellung der Flügel. Durch diese Erfindungen in Verbindung mit der von den Brüdern Wright zum erstenmal angewendeten Verwindung

der Tragflächen ist das Fliegen tatsächlich möglich geworden. Popper erörtert in zehn Abschnitten, ähnlich wie im ersten Heft der »Flugtechnik«, aber in mehr geschlossener, außerordentlich klarer Weise, die Fragen des motorlosen Fluges, des Segel- und Gleitfluges, die Berechnung der Arbeitsleistung, des Luftwiderstandes und des Auftriebes, gibt neue wertvolle Anhaltspunkte für die Berechnung der Leistung beim Vogelflug und eine eingehende Beschreibung der Pénaudschen Entwürfe, die er den neueren Drachenfliegern kritisch gegenüberstellt. Ganz abgesehen von seinem sachlichen Inhalt muß dieses kleine Buch als Muster einer reifen und abgeklärten, allem und jedem gerecht werdenden Darstellung gewürdigt werden. Kein anderes Werk der flugtechnischen Literatur kann diesem leicht zur Seite gestellt werden: hier hat ein Sachverständiger und ein Philosoph das Wort geführt¹⁾.

Es fehlt uns heute jener tiefere Einblick in das Werden der Technik, der uns ermöglichen würde, den tatsächlichen Einfluß der allmählichen Gedankenbildung auf die Erreichung praktischer Erfolge abzuschätzen. Aber wir fühlen, daß ein wesentlicher Teil der technischen Entwicklung in der fortschreitenden Klärung der Anschauungen und Einsichten liegen muß. So erscheinen uns die Verdienste Joseph Poppers um die Flugtechnik unbestritten, trotz seines Geständnisses, daß ihn die »geistigen Bemühungen, Fortschritte zu erzielen, viel mehr interessierten als die tatsächlichen Errungenschaften selbst²⁾. Und diese bescheidene Anerkennung dürfen wir dem weit vorausblickenden Führer um so weniger versagen, als der Teil der Arbeit, der ihm hier zugefallen, zweifellos der äußerlich undankbarste ist. Daß er es auch nicht innerlich ist, zeigen die schlichten aber selbstbewußten Worte, mit denen Popper, der titellose, von äußeren Ehrungen nicht belastete Mann, im Rückschauen auf ein in vielfältiger Arbeit verbrachtes Leben seine Selbstbiographie schließt: »Ich habe mein Leben lang gearbeitet, und ich habe mir auch Aufgaben für nicht egoistische Zwecke gestellt; gearbeitet für mich, für andere und, der Absicht nach, auch zur Förderung der Menschheit. Und ich bin, wie jeder redliche Arbeiter, meines Lohnes wert, nämlich ich bin zufrieden.«

R. v. Mises, Straßburg-Wien.

Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen.

Von Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin.

Die Veranlassung zu den folgenden Zeilen gab das Drahtgewirr und eigenartige Fahrgestell mancher Flugzeuge, die im Frühjahr 1917 in der Berliner und Augsburger Luftkriegsbeute-Ausstellung zu sehen waren. Es werden im wesentlichen Berechnungsverfahren für die inneren Kräfte der Flügel- und Fahrgestellfachwerke mitgeteilt. Diese Berechnungen sind ein gutes Mittel zur Kontrolle der konstruierenden Phantasie.

Die äußeren Kräfte.

Flügel.

Die Last, welche das Fachwerk beider Flügel beim Fluge aufzunehmen hat, besteht aus dem Gesamtgewicht des Flugzeuges, vermindert um das Flügelgewicht. Diese Differenz möge P_1 heißen. Je nach der Lage des Flugzeuges in der Luft ist F mit einem Festwerte zu multiplizieren.

Im wagerechten Fluge ist	$P_a = P_1 \cdot A,$
beim Gleitfluge	» $P_b = P_1 \cdot B,$
» Sturzfluge	» $P_c = P_1 \cdot C,$
» Rückenfluge	» $P_d = P_1 \cdot D.$

¹⁾ Gegenwärtig veröffentlicht Popper in der Österr. Flugzeitschrift (1917) eine eingehende Würdigung der flugtechnischen Arbeiten von A. Jarolimk. Diese Arbeit ist in dem Literaturverzeichnis der Selbstbiographie nachzutragen: Leben und Werke des Ingenieurs Anton Jarolimk, Österr. Flugzeitschr. 1917, S. 185 ff.

²⁾ Selbstbiographie S. 37.

¹⁾ Euler, Theoria motus § 1117.

²⁾ Ebenda S. 83.

³⁾ Flugtechnische Studien I, Zeitschrift f. Luftschiffahrt und Physik d. Atmosphäre, 1896, S. 194 ff.; Flugtechnische Studien II, Zeitschr. d. Österr. Ing.- u. Arch.-Vereines 1899, H. 4 u. 5.

⁴⁾ Über das Sinusproblem und das Verhältnis der Flugarbeitsgrößen bei ebenen und gewölbten Flächen, Flug- und Motortechnik 1910, H. 9 u. 10, S. A. Wien 1910.

⁵⁾ Der Maschinen- und Vogelflug, Berlin 1911.

Die Werte A, B, C, D sind für die vier genannten typischen Flugarten der Größenordnung nach bekannt, ebenso die Lage der Luftkraft-Resultierenden für jeden der vier Fälle. Bei Doppeldeckern ist der Auftrieb des Oberflügels aus aerodynamischen Gründen größer als der des Unterflügels. Vgl. Grammel, Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges, 19, 17 S. 92. Das Auftriebsverhältnis wird mit $\frac{11}{9}$ angenommen.

Die Belastung p für die Längeneinheit in der Querrichtung des Flugzeuges nimmt nach den Flügelenen infolge der Randwirbel etwa auf eine Strecke l , welche gleich der Flügeltiefe ist, ab. Ist l die wirkliche Länge eines rechteckigen Flügels, so läßt sich seine »wirksame« Länge l' wie folgt bestimmen. (Fig. 1)

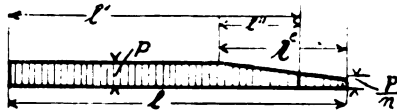


Fig. 1.

t = Flügeltiefe

$$\left(p + \frac{p}{n}\right) \frac{t}{2} = p \cdot l'$$

$$l' = \frac{t}{2} \left(1 + \frac{1}{n}\right)$$

$$l' = l - (t - l') = l - t \left(1 - \frac{1}{2} - \frac{1}{2n}\right)$$

$$l' = l - \frac{t}{2} \left(1 - \frac{1}{n}\right).$$

Fahrgestell.

Das Gewicht des Flugzeuges wird bei normaler Landung zu gleichen Teilen auf die Räder verteilt. Die vom Raddruck erzeugten Stabkräfte werden mit einem Festwert multipliziert, um die Massenkräfte zu beachten, welche beim Landungsstoß auftreten. Dieser Festwert ist eine Funktion der Radabfederung. Er ist aus Versuchen bekannt.

Nachdem die äußeren Kräfte bestimmt sind, liegt eine rein statische Aufgabe vor.

Die inneren Kräfte.

Flügel.

Das Flügelfachwerk ist ein räumlicher Kragträger, welcher an den Rumpf angeschlossen wird.

Ist P die gesamte Fluglast, P_0 die Fluglast des Oberflügels, l_0 die »wirksame« Länge des Oberflügels, $F_0 = l_0 \cdot t$ die »wirksame« Fläche des Oberflügels, p_0 die Fluglast auf 1 cm Oberflügel, und bezeichnet der Index u die entsprechenden Größen des Unterflügels, so ist:

$$P = P_0 + P_u$$

$$\frac{P_0}{F_0} : \frac{P_u}{F_u} = 11 : 9$$

$$P_0 = p_0 \cdot l_0$$

$$P_u = p_u \cdot l_u$$

$$P = p_0 \cdot l_0 + p_u \cdot l_u$$

$$P_0 = \frac{11}{9} \frac{F_0}{F_u} p_u \cdot l_u$$

$$P = p_u \left(\frac{11}{9} \frac{F_0}{F_u} l_u + l_u \right).$$

Die Fluglast auf 1 cm Unterflügel wird demnach:

$$p_u = \frac{P}{l_u \left(\frac{11}{9} \frac{F_0}{F_u} + 1 \right)}.$$

Hat man die Fluglast aus der Lage der Resultierenden nach dem Hebelgesetz auf die Holme verteilt und die Knotenlasten unter Beachtung der durch die Stützenmomente der durchgehenden Holme erzeugten Zusatzkräfte gefunden, so sind zu diesen Knotenlasten die Stabkräfte des räumlichen Fachwerkes zu suchen. Die Stützendrücke durchgehender

Träger lassen sich leicht finden, wenn die Stützenmomente mit Hilfe der Clapeyronschen Dreimomentengleichung gefunden sind.

Man denkt sich den Träger über den Stützen gelenkig gelagert. Dann ist der gesuchte Stützdruck T gleich dem Auflagerdruck vom linken und rechten Nachbarfeld, vermehrt um Zusatzkräfte $\pm C$, die sich aus den Kräftepaaren $C \cdot s = M$ ergeben. Aus Fig. 2 folgt z. B. die Stützkraft

$$T_1 = p \frac{(s_1 + s_2)}{2} - C_{01} + C_{11} + C_{12} - C_{22}.$$

$$C_{01} \cdot s_1 = M_0$$

$$C_{11} \cdot s_1 = M_1$$

$$C_{12} \cdot s_2 = M_1$$

$$C_{22} \cdot s_2 = M_2$$

$$T_1 = p \frac{(s_1 + s_2)}{2} - \frac{M_0}{s_1} + \frac{M_1}{s_1} + \frac{M_1}{s_2} - \frac{M_2}{s_2}$$

$$T_1 = \frac{p}{2} (s_1 + s_2) - \frac{M_0}{s_1} + M_1 \left(\frac{1}{s_1} + \frac{1}{s_2} \right) - \frac{M_2}{s_2}.$$

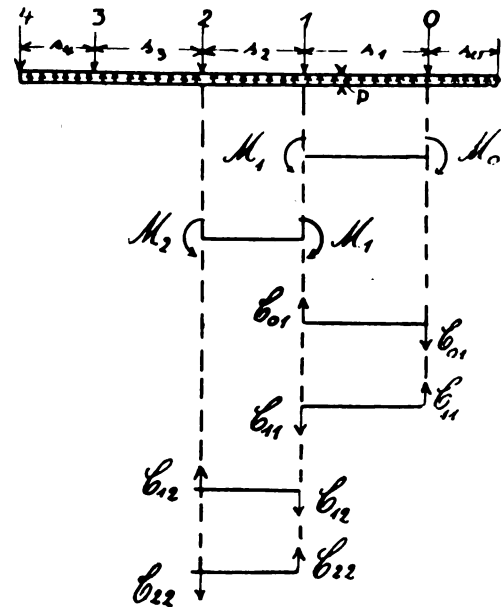


Fig. 2.

Das ist die allgemeine Gleichung für einen beliebigen Stützdruck des gleichmäßig belasteten Balkens auf beliebig vielen starren Stützen.

Hierin sind die Stützenmomente der Clapeyronschen Gleichung positiv einzusetzen. Siehe auch Sammlung Götschen, Bd. 695, S. 88.

Für jeden räumlichen Knotenpunkt lassen sich drei Gleichungen aufstellen, welche ausdrücken, daß nach der X-, Y- und Z-Achse des Raumes die Summe der Kräfte Null sein muß, wenn Gleichgewicht herrschen soll. Da beim statisch bestimmten räumlichen Fachwerk nicht mehr als drei unbekannte Stabkräfte an einem Knotenpunkt auftreten dürfen, lauten die allgemeinen Gleichgewichtsbedingungen für einen beliebigen Knotenpunkt:

$$x) S_1 \frac{s_{1x}}{s_1} + S_2 \frac{s_{2x}}{s_2} + S_3 \frac{s_{3x}}{s_3} + X = 0$$

$$y) S_1 \frac{s_{1y}}{s_1} + S_2 \frac{s_{2y}}{s_2} + S_3 \frac{s_{3y}}{s_3} + Y = 0$$

$$z) S_1 \frac{s_{1z}}{s_1} + S_2 \frac{s_{2z}}{s_2} + S_3 \frac{s_{3z}}{s_3} + Z = 0.$$

Hierin bedeuten:

S_1, S_2, S_3 die drei unbekannten Stabkräfte des Knotens,

s_1, s_2, s_3 die Stablängen,

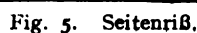
s_{1x}, s_{2x}, s_{3x} die Projektionen der Stäbe auf die X-Achse,

s_{1y}, s_{2y}, s_{3y} die Projektionen der Stäbe auf die Y-Achse,

s_{1z}, s_{2z}, s_{3z} die Projektionen der Stäbe auf die Z-Achse,

X, Y, Z sind die Projektionen der Knotenlasten auf die X-, Y-, Z-Achsen.

$3-5$
 $4-5$
 $5-6$
 $2-6$
 $4-6$
 $6-10$
 oberes Wandglied
 $8-10$
 $5-9$
 $10-9$
 $7-9$
 $8-12$
 unteres Wandglied
 $10-12$
 $7-11$
 $9-11$
 $12-11$


$$z) \quad S_{11-12} - W_{1u} \frac{S_{w_1 s}}{S_{w_1}} + Z_{12} = 0.$$


(Schluß folgt.)

77h, 9. P. 31816. Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootskörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern. Gustav Pieske, Berlin, Blücherstraße 1. A. 6. 11. 13. E. 3. 3. 18.

77h. 5. R. 35640. Flugzeug mit im Grundriß sichelförmigen oder von der Flügelmitte aus beiderseitig nach rückwärts gezogenen vogelflügelartigen Tragflügeln. Max Röhner, Dresden, Fritz Reuterstr. 21. A. 28. 5. 12. 17. 2. 18.

77h. 5. W. 44646. Trag- und Treibfläche mit gegen das äußere Flächenende zu abnehmendem Anstellwinkel. Rudolf Wagner, Breslau, Bunzlauerstr. 9. A. 12. 3. 14. E. 7. 2. 18.

77h. 5. W. 44647. Trag- und Treibfläche mit gekrümmter Querschnittsform. Rudolf Wagner, Breslau, Bunzlauerstr. 9. A. 12. 3. 14. E. 7. 2. 18.

Patenterteilungen.

37f. 8. 303771. Drehbares Schiebertor, insbesondere für Flugzeughallen. Aktien-Gesellschaft für Verzinkerei und Eisenkonstruktion vorm. Jakob Hilgers, Rheinbrohl. A. 28. 11. 15. A. 27 568.

37f. 8. 303647. Bewegliche Wand für Hallen, Schleusen oder ähnliche Bauten mit fernrohrartig ausziehbaren und zusammenschiebbaren Wandteilen, die durch Stufentrommeln angetrieben werden. Dortmunder Brückenbau C. H. Jucho, Dortmund. 30. 4. 15. D. 31744.

37f. 8. 304062. Verfahren zur Aufstellung von Luftschiffhallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. 24. 10. 15. S. 44507.

46a. 2. 303676. Verfahren zum Betriebe von Zweitaktverbrennungskraftmaschinen. Joseph Vollmer, Charlottenburg, Schlüterstr. 52. 26. 5. 14. V. 12624.

46b. 18. 303650. Verschiebbare Schrägnocken für Brennstoffpumpen von Verbrennungskraftmaschinen. Leonhard Pütz, Köln-Kalk, Bertramstr. 22. 15. 9. 16. P. 35133.

46c. 7. 304141. Vorrichtung zum Einführen von Brennstoffen bei Einspritz-Verbrennungskraftmaschinen. Ernst Bielefeld, Wilhelmshaven, Moltkestr. 2. 5. 11. B. 62949.

46c. 5. 303667. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen. Robert Conrad, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205. 27. 7. 15. C. 25725.

46c. 4. 303434. Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende Rohrschieber. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. 20. 1. 14. D. 31303.

46c. 13. 297938 *K*. Vergaser für Verbrennungskraftmaschinen mit Haupt- und Zusatzlufteinlaß. Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim-Stuttgart. 23. 12. 13. S. 30060.

K = auf Grund der Verordnung über den Ausschluß der Öffentlichkeit für Patente und Gebrauchsmuster vom 8. Februar 1917 ohne vorausgegangene Bekanntmachung der Anmeldung erteilt.

46c. 7. 304032. Membraneinspritzventil. Oskar Robert Grönk-wist, Katrineholm, Schwed.; Vertr.: Dr. G. Rauter, Pat.-Anw., Berlin W. 9. 30. 4. 16. G. 43069. Schweden 7. 5. 15.

46c. 5. 303668. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, dessen zylindrischer Teil vom Kolbenboden frei getragen wird. Friedr. Krupp, A.-G., Germaniawerft, Kiel-Gaarden. 18. 7. 14. K. 59538.

46c. 5. 303435. Bleuelstangenordnung. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11.

46c. 13. 304142. Brennstoffpumpe mit mehrfach wirkendem Stufenkolben. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24. 27. 7. 16. W. 48154.

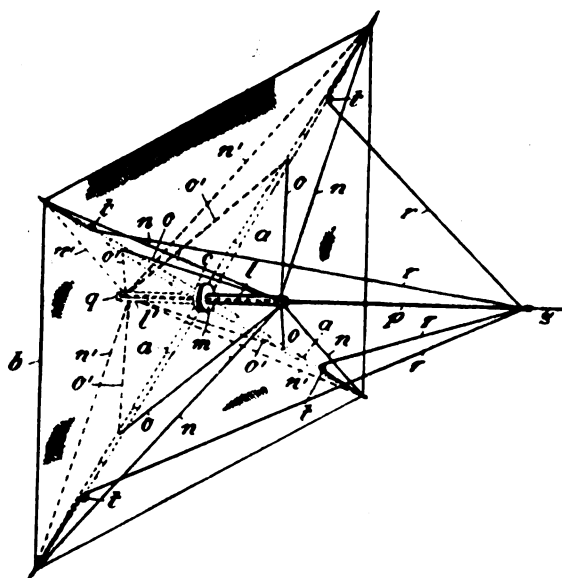


Fig. 1.

Zu D. R. P. Nr. 300 597.

77h. 6. 303500. Splittersicherer Propeller. Kurt Fliegel, Propellerbau-G. m. b. H., Potsdam. 25. 11. 15. F. 40394.

77h. 15. 303594. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge. Geka-Werke Offenbach Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach, Main. 8. 6. 15. G. 42987.

77h. 15. 303595. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge; Zus. z. Pat. 303594. Geka-Werke Offenbach Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach, Main. 17. 8. 15. G. 43184.

77h. 6. 304030. Propellerbefestigung. Jean Goebel, Darmstadt, Griesheimerweg 57. 25. 8. 14. G. 42252.

77h. 15. 303442. Bombenabwurfvorrichtung. Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10. 31. 7. 15. B. 79918.

77h. 9. 304048. Lenkbares Fahrgestell für Flugzeuge. Jakob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 27. 1. 14. L. 41293. Österreich 10. 12. 13.

77h. 5. 303772. Flugzeug, dessen Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 13. 10. 14. Sch. 47852.

77h. 4. 304047. In Einzelzellen unterteilter Prallschifftragkörper mit Außenballonett. Dipl.-Ing. Albert Simon, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 20. 6. 6. 13. D. 29015.

77h. 15. 303722. Leuchtvorrichtung für Luftfahrzeuge. Otto Stuttgart, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32. 19. 10. 15. St. 20651.

Patentversagung.

46a. M. 57318. Vorrichtung zur Erleichterung des Anlassens von Fahrzeugmotoren bei niedriger Lufttemperatur. A. 2. 6. 16. E. 14. 1. 18.

Auszüge aus den Patentschriften.

300597. Zusammenlegbarer Drachen. Dr. Paul de Gruyter in Charlottenburg. — *a* sind die Streben aus Bambusrohr od. dgl., an deren freien Enden die Tragfläche *b* befestigt ist. In der Mitte der Tragfläche *b* befindet sich eine Scheibe *c*, die mit Aussparungen *e* versehen ist und mehrere an ihr in geeigneter Weise angebrachte U-förmige Führungen *d* besitzt, je nachdem Streben *a* vorhanden sind. Durch die U-förmigen Führungen *d* sind Bolzen *f* hindurchgesteckt und an diesen befestigt. In den Führungen *d* sind die Streben *a* mit ihren unteren Enden *g* gelagert, indem sie mit ihren schrägen Führungsschlitzten *h* um die Bolzen *f* greifen. Zu beiden Seiten der Scheibe *c* sind Rohre *i* und *i'* angebracht. Auf diese Rohre *i* und *i'* werden die röhrenförmigen Stützen *l* und *l'* für die vorderen und hinteren Verspannungsdrähte aufgesteckt. Zwischen dem unteren Ende der vorderen Stütze *l* und der Scheibe *c* wird über den Ansatz *i* eine Scheibe *m* gesteckt, die zum Halten der Tragfläche *b* an der Scheibe *c* dient. An den freien Enden der Streben *a* sind die Verspannungsdrähte *n* und *n'* befestigt, während die Verspannungsdrähte *o* und *o'* in der Mitte der Streben angebracht sind. Sämtliche Verspannungsdrähte sind an den äußeren Enden der Stützen *l* und *l'* befestigt. Durch die röhrenförmigen Stützen *l* und *l'* und durch die Durchbohrung *k* der Ansätze *i* und *i'* ist ein Seil *p* hindurchgesteckt, das an seinem freien Ende an einer Scheibe *q* befestigt ist, die auf dem äußeren Rande der hinteren Stütze *l'* aufliegt. Das Drahtseil *p* ist mit den Seilen *r* zu einem Halteseil *s* vereinigt, auf dem in bekannter Weise ein Segel durch den Wind nach dem Drachenflieger zu bewegt werden kann. Die Seile *r* sind an den freien Enden der Streben *a* angebracht und über an den Streben *a* sitzende Führungsrollen *t* geführt.

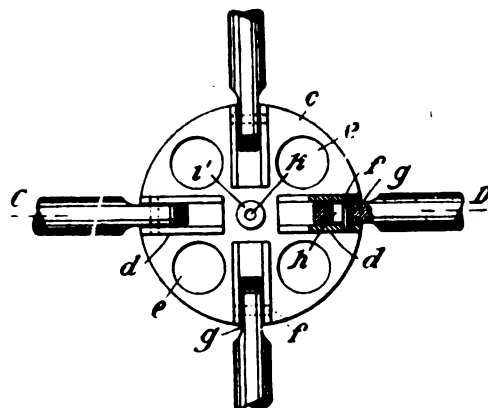


Fig. 2.

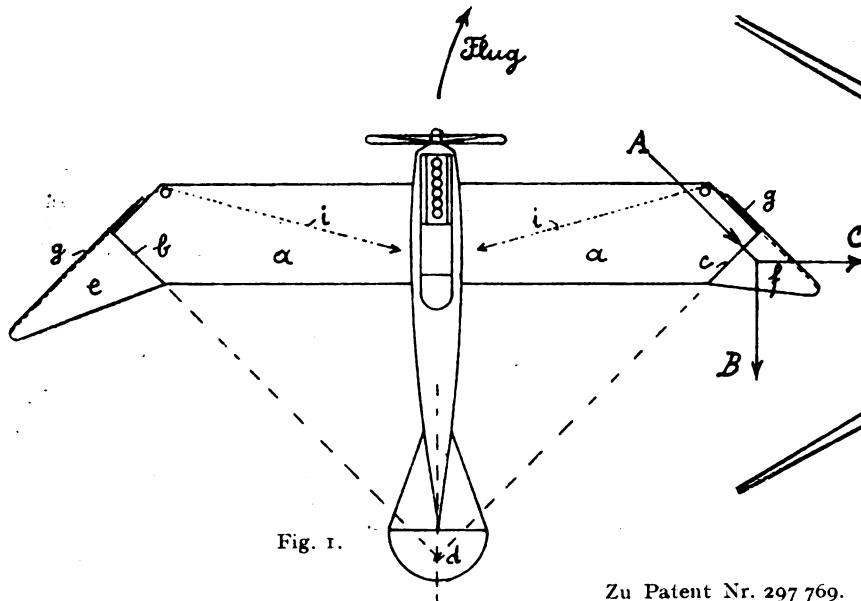


Fig. 1.

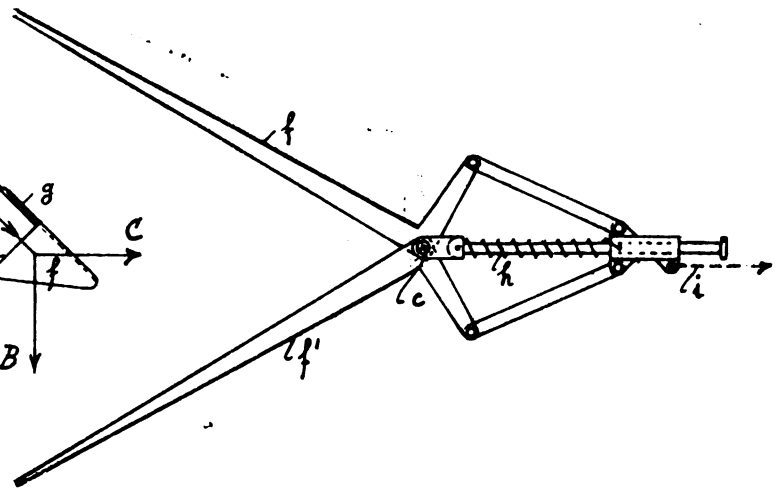


Fig. 2.

Zu Patent Nr. 297 769.

Soll der gebrauchsfertige Drachen zusammengeklappt werden, so wird zunächst die hintere Stütze l' von dem Rohre l abgenommen und dann die vordere Stütze l von dem Rohre l . Alsdann werden die Streben in den Führungsschlitzen h nach außen bewegt und, wie Fig. 2 erkennen läßt, um die Bolzen f gedreht und der ganze Drachen mit allen seinen Bestandteilen zusammengeklappt.

297 769. Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Rau in Berlin. — Steuerungen für Luftfahrzeuge in Form spreizbarer Klappenpaare, die zu beiden Seiten der Längsachse des Flugzeuges angeordnet und mit rechtwinklig zur Flugrichtung liegenden Drehachsen versehen sind, sind bereits bekannt. Bekannt sind auch Einzelklappen zur Seitenstabilisierung, die an den Enden der Tragfläche angeordnet und um zur Flugrichtung schräge Achsen drehbar sind.

Diese bekannten Vorrichtungen, einzeln oder zusammen, sind jedoch unfähig, dem damit ausgerüsteten Flugzeug eine befriedigende Manövrierfähigkeit in der Horizontalebene zu verleihen.

Die vorliegende Erfindung hat den Zweck, beide bekannten Vorrichtungen zu einem einheitlichen Steuerorgan mit vervollkommneter Wirkungsweise zu verschmelzen. Die neuartige Klappenvorrichtung soll dem Flugzeug neben einer verbesserten Wendefähigkeit eine zuverlässige Eigenstabilität in der Flugkurve verschaffen, alles durch eine möglichst einfache Handhabe.

Dieser Zweck soll dadurch erreicht werden, daß die Drehachsen der spreizbaren Klappenpaare nicht rechtwinklig, wie bisher, sondern schräg zur Flugrichtung, sich rückwärts kreuzend, angeordnet werden, oder, anders ausgedrückt, dadurch, daß die um zur Flugrichtung schräge Achsen drehbaren Klappen nicht einzeln, wie bisher, sondern paarweise angeordnet und spreizbar eingerichtet werden.

Die Spitzen der Tragfläche a sind so abgeschrägt, daß ihre verlängerten schrägen Kanten b und c auf der Längsachse des Flugzeuges in einem Punkte d zusammentreffen. An diesen Kanten sind zweckmäßig geformte Doppelklappen $e-e'$ und $f-f'$ gelenkig befestigt; erstere ist geschlossen, letztere gespreizt dargestellt.

Die gespreizte Klappe $f-f'$ bildet gewissermaßen eine keilförmige Verdickung der Flügelspitze, die im Fluge einen Normalwiderstand A erzeugt, der in die beiden Seitenkräfte B und C zerlegt werden kann.

Die Kraft B liegt in der Tangente der Flugkurve; sie verzögert die Geschwindigkeit des rechten Flügels gegenüber dem linken und bewirkt dadurch, wie bekannt, eine Rechtsschwenkung der Flugmaschine.

Als Neuheit der vorliegenden Erfindung, gegenüber der bekannten, rechtwinklig zur Flugrichtung spreizbaren Doppelklappe, tritt die Kraft C hinzu, die nach dem Krümmungsmittelpunkt der Flugkurve, also entgegengesetzt zur Fliehkraft, gerichtet ist. Bei gleicher Größe der Klappen f und f' ist bei der neuen Steuerklappe, gegenüber der bekannten, schräg zur Flugrichtung drehbaren Einzelklappe, die Kraft C verdoppelt, was darum von großer Wichtigkeit ist, weil sie das Flugzeug seitwärts festhält, sein Abgleiten nach außen erschwert und dadurch den Krümmungshalbmesser der Flugbahn verkürzt. Außerdem fehlt bei der Doppelklappe die Vertikal-komponente des Luftdrucks, die die Flugmaschine um ihre Längsachse dreht und sie zum Kentern veranlaßt. Dagegen bildet die Kraft C zusammen mit der Fliehkraft ein sich selbsttätig regelndes Kräftepaar mit lotrechtem Hebelarm, das stabilisierend wirkt, namentlich wenn die Richtlinie von C über den Systemschwerpunkt

hinweggeht. Eine solche Kraftlage ist bei einem Doppeldecker mit am Oberdeck angebrachten Klappen immer gegeben; bei einem Eindecker dann, wenn die Flügel V-förmig hochgebogen sind, oder wenn die obere Klappe f etwas größer hergestellt ist als die untere Klappe f' . Die damit gewonnene Stabilität macht die sonst übliche Verwindung der Tragflächen, mit der stets Bremsarbeit und Geschwindigkeitsverlust verknüpft ist, überflüssig und vereinfacht die Gesamteinrichtung.

Wenn man die Form und Größe der Klappen so bemißt oder ihre Lage so anordnet, z. B. durch Vorziehen der Tragflächenenden, daß der Druckmittelpunkt der Klappen, in der Flugrichtung vorausgesehen, vor dem Systemschwerpunkt liegt, dann bildet die Kraft C zusammen mit der Fliehkraft ein zweites Kräftepaar mit wagerechtem Hebelarm, welches das Flugzeug selbsttätig nach der Innenseite der Flugbahn hinlenkt und dadurch seine Wendefähigkeit noch weiter steigert.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Flieger-Kalender 1918. Herausgegeben von der Druckerei der Inspektion der Fliegertruppen, Charlottenburg 5. Preis M. 1.

Neben einigen ausgezeichneten Aufsätzen von Hauptmann Jahn, Leutnant Bothe und andern enthält der Kalender eine Reihe sehr stimmungsvoller Gedichte sowie geistreiche Anwendungen von Zitaten aus Goethes Werken auf den Weltkrieg. Interessant sind auch die, sehr treffend »Kurzschlüsse« genannten, Gedankensplitter aus der Kriegs-Fliegerei.

Die Passungen im Maschinenbau. Von Professor Dr.-Ing. G. Schlesinger, Forschungsarbeiten auf dem Gebiet des Ingenieurwesens, herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure, Doppelheft 193/194. Berlin 1917. Verlag des Vereines deutscher Ingenieure. Gr. 8°. 90 Seiten, mit Abbildungen. Preis geh. M. 2.

Das vorliegende Heft stellt eine Erweiterung der gleichnamigen Arbeit, die bereits im Jahre 1904 in den »Forschungsarbeiten« erschienen und längst vergriffen war, auf den doppelten Umfang dar. Während in dem ersten älteren Teile in der Hauptsache die zylindrischen »Passungen« behandelt waren, welche in der Maschinentechnik (im Gegensatz zur Natur, wo sie kaum vorkommen) die verbreitetsten aller Verbindungsformen darstellen, sind in der Erweiterung zunächst die inzwischen an diesen gesammelten Erfahrungen behandelt, dann aber auch andere Formen, z. B. die kegelige Passung und die Passung des Schraubengewindes.

So einfach auch die Aufgabe vom physikalisch-mathematischen Standpunkte erscheint, beliebig viele Oberflächenpaare so auszubilden, daß sie zu einer festen oder zu einer beweglichen Verbindung vereinigt und alle gegenseitig ausgetauscht werden können, so außerordentlich verwickelt wird sie durch die baulichen, betrieblichen und wirtschaftlichen Bedingungen, die ja in der Technik die ausschlaggebende Rolle spielen. Das vorliegende Problem ist geradezu ein Muster für die praktische Schwierigkeit und Bedingtheit einer an sich so einfach erscheinenden technischen Aufgabe und als solches auch mustergültig behandelt. Die Aufgabe ist die:

Wie weit dürfen die Formen und wie weit dürfen bzw. müssen die Maße abweichen von den mathematisch gegebenen, damit der

Ausschuß und die Selbstkosten bei der Herstellung nicht zu groß werden und die Verbindung den gegebenen Zweck einer leicht beweglichen, einer mehr oder wenig leicht lösbaren oder einer nur schwer lösbaren Verbindung stets erfüllt, einerlei welche Stücke des Elementenpaares zusammengebracht werden, und auf welche Weise kann die Innehaltung der zulässigen Grenzen erreicht werden?

Wir haben also die Grundlage jeglicher Massenherstellung vor uns, und darum ist diese Arbeit jedem Ingenieur, der überhaupt mit Massen- und Austauschherzeugung auf irgendeinem Gebiete zu tun hat, zum Studium dringend zu empfehlen. Auch der Betriebsmann, dem Anwendung des »Grenzlehrensystems« zum täglichen Brot gehört, wird trotzdem manche Ergänzung und Anregung für seinen Betrieb daraus schöpfen und Unterstützung für seine Normalisierungsbestrebungen darin finden. Kutzbach.

Physikalische Untersuchungen im Freiballon. II. Die luftelektrische Empfangsstörung sowie die Intensitätsverteilung elektromagnetischer Wellen für verschiedene Höhen und Luftschichten, nach Simultanmessungen am Erdboden und in zwei Ballonen mit gleichzeitiger Beobachtung der Kondensationskernzahl, der luftelektrischen Zerstreuung und des Potentialgefälles. Von Georg Lutze und Emil Everling, unter Mitarbeit von A. Wigand und G. Jenrich. (Aerophysikalischer Forschungsfonds Halle, Abhandlung 8.) Abhandlungen der Naturforschenden Gesellschaft zu Halle a. S., neue Folge Nr. 3. Halle (Saale) 1914, im Selbstverlag der Gesellschaft, in Kommission: L. Nebert. Gr. 8°. 79 Seiten, mit 7 Figuren und 21 Tabellen.

Das Heft bildet die Fortsetzung einer Arbeit von Wigand und Lutze (unter Mitwirkung von Everling und Jenrich), die im

Jahre 1913 im gleichen Verlage erschien und über gleichzeitige Messungen der funkentelegraphischen Empfangsstörung am Erdboden und im Ballon, über Beobachtungen der Kondensationskernzahl und der luftelektrischen Zerstreuung bei zwei Ballonfahrten berichtete.

Der vorliegende zweite Teil enthält die Ergebnisse von drei Doppelaufstiegen. Bei den ersten wurde der eine Ballon bis zu 7000 bzw. 6200 m geführt, während der andere in geringeren Höhen Vergleichsbeobachtungen anstellte. Der letzte Doppelaufstieg war eine Nachtfahrt von zwei verschiedenen Orten aus.

In allen Fällen wurden in beiden Ballonen luftelektrische Störungen des funkentelegraphischen Empfangs gezählt, die Lautstärke radiotelegraphischer Zeichen gemessen und die Ergebnisse unter Berücksichtigung von Ort, Höhe, Gelände- und Wetterverhältnissen sowie der gleichzeitig gemessenen Werte der Kondensationskernzahl (»Staubzahl«), der luftelektrischen Zerstreuung und des Potentialgefälles ausgewertet und eingehend erörtert. Auch die Meßanordnungen und deren Eichung wird kritisch beschrieben. Das Hauptergebnis der wichtigen Untersuchungen ist, daß die funkentelegraphische Störungszahl wie auch die Empfangsstärke mit zunehmender Höhe stark abnimmt; letzteres ist eine Bestätigung der Theorie von Sommerfeld. In geringeren Höhen ist die Störungszahl vom Gelände stark abhängig. Sie nimmt vor allem mit zunehmendem Feuchtigkeitsgehalt ab. v. d. Borne.

Praxis des Flugzeugbaues. I. Das Flugzeug und sein Aufbau. Von Kurt Anacker, Ingenieur und Flugzeugführer. Gr. 8°. 174 S. mit 148 Abbildungen und Zeichnungen. Preis geb. M. 5. Band 17 der Bibliothek für Luftschiffahrt und Flugtechnik. Verlag Richard Karl Schmidt & Co., Berlin.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:

Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2

Jochimsdalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:

Ami Steinplatz Nr. 7732.

1. Am 19. November 1917 verschied im Alter von 57 Jahren in der Nähe von Dresden Geheimer Hofrat Scheit, Professor an der Technischen Hochschule Dresden, Direktor der Kgl. Sächs. Mech.-Techn. Versuchsanstalt und Mitglied des Kaiserlichen Patentamtes.

Scheit erhielt seine technische Ausbildung an der maschinen-technischen Abteilung des damaligen Polytechnikums zu Dresden, wo er 1885 die Diplomprüfung ablegte. Er trat dann zur Kaiserlichen Marine über, wo ihm 1890 eine leitende Stellung bei der Torpedo-Inspektion übertragen wurde. Mit anerkanntem Erfolge widmete er sich hier der Bearbeitung der damals in der Ausgestaltung begriffenen Torpedowaffe. 1898 nahm er eine ordentliche Professur für Maschinenelemente und Hebezeuge an der Technischen Hochschule Dresden an. Insbesondere lockte seinen Forschergeist das gleichzeitig seiner Leitung zu unterstellende und im weiteren Ausbau begriffene Maschinenlaboratorium I für Festigkeitslehre und dynamometrische Untersuchung von Getrieben, und das Kgl. Ministerium genehmigte die Ausgestaltung des Maschinenlaboratoriums zur amtlichen Landesanstalt für Materialprüfungen unter der Bezeichnung »Kgl. Sächs. Mechanisch-Technische Versuchsanstalt Dresden«. Schon frühzeitig erkannte Scheit auch die Bedeutung des Kraftwagens für die Allgemeinheit und gliederte daher der Versuchsanstalt eine Prüfstelle für Untersuchungen von Kraftfahrzeugen und von Fahr- und Flugzeugmotoren an. Besonders zu erwähnen sind auf diesem Gebiete seine neuartigen Prüfvorrichtungen, insbesondere die Windflügel-Pendelrahmen-Dynamometer. Trotz seiner großen Überlastung mit Arbeiten anderer Art führte er wahlfreie Vorlesungen und Übungen über Kraftfahrzeuge ein, die nicht nur von den Studenten der Hochschule, sondern auch von in der Praxis stehenden Ingenieuren eifrig besucht wurden.

Aber trotz der besonderen Zuneigung zu diesem Arbeitsgebiet ließ Scheit das Hauptarbeitsgebiet der Versuchsanstalt nicht aus den Augen. Hervorzuheben sind insbesondere die Arbeiten für den Deutschen Ausschuß für Eisenbeton, denen Scheit hohes Interesse entgegenbrachte. Die Ergebnisse dieser Forschungsarbeiten sind niedergelegt in den vom Deutschen Ausschuß für Eisenbeton herausgegebenen Sonderheften.

Zahlreichen wissenschaftlichen Verbänden und Vereinen, darunter auch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, widmete Scheit seine Arbeitskräfte, und gern wurde

in diesen Kreisen sein Rat beachtet. Auch sie haben an ihm einen tatkräftigen Förderer ihrer Bestrebungen verloren.

Mit Scheit ist ein Gelehrter und ein Forscher von hohen Geistesgaben und großer Arbeitskraft dahingegangen, der in stets hilfsbereiter Weise auch andere Anteil an seinem Geistesleben nehmen ließ. Mit tiefer Trauer wohnten mit seiner Familie und in Gegenwart des sächs. Kultusministers seine Fachgenossen, Mitarbeiter und Freunde der erhebenden Feier bei, die am 25. November im Krematorium zu Dresden-Tolkewitz stattfand. Der Geist des Verstorbenen wird weiterleben und sein Andenken wird nicht vergessen werden.

2. Ernennungen und Beförderungen:

Die Königlich Technische Hochschule Charlottenburg ernannte Geheimrat Professor Schütte, Berlin, Vorstandsmitglied in unserer Gesellschaft, in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste um den Flugzeugbau zum Dr.-Ing. hon. causa;

Major Siegert, Inspekteur der Fliegertruppen, Berlin, und Vertreter seiner Behörde in unserm Vorstand, wurde zum Oberstleutnant befördert.

3. Neueaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Oberingenieur Karl Rau, Luftverkehrs-Gesellschaft, Karlshorst, Stolzenfelsstr. 1;

Dr.-Ing. A. Pfeiffer, Charlottenburg, Mommsenstr. 3, III; Otto Marx, Geschäftsführer der Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Johannisthal;

Dipl.-Ing. Fritz Müller, Adlershof, Adlergestell 28, II; Ingen. Friedr. Karl Müller, Berlin, Großbeerenstr. 61, III; Marine-Ing. Franz Leuschel, Techn. Leiter der See-Flugstation List auf Sylt;

Dr. Paul Koebe, o. Universitätsprofessor d. Math. in Jena, z. Zt. Cöpenick, Spreestr. 1;

Dr. phil. Heinrich Heilmann, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Motzstr. 38;

Dipl.-Ing. Robert Gsell, Stellvertr. Leiter der Instrumenten-Abtlg. b. d. Deutschen Versuchs-Anstalt für Luftfahrt, Berlin SO 33, Am Treptower Park 27, III.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beordneter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-NIKOLASSE, Gertrudstraße 3.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
LUFTVERKEHRSGESELLSCHAFT
BERLIN-JOHANNISHAL

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHE
HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELD

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LEHN-SCHIFF-LEUTNANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr. E. EVERLING

DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER

PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DARMSTADT

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF

DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHE
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLIKOWSKY

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHE HOCHSCHULE
MOSKAU

R. KNOLLER

PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHE
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL

PROFESSOR AN DER TECHNISCHE
HOCHSCHULE HANNOVER

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER

PROFESSOR AN DER TECHNISCHE
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

PROFESSOR AN DER TECHNISCHE
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL

BERLIN — GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. J. SCHAFFRAN

VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU, BERLIN

Dr. W. SCHLINK

PROFESSOR AN DER GROSSEHÖRIG-
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER

BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

DIPLOM-
LUFTSCHIFFBAU-INGENIEUR, FRIED-
RICHSHAFEN

Dr.-Ing. O. STEINITZ

BERLIN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

23. Februar 1918.

Heft 3 und 4.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Nikolassee, Gertrudstr. 3. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee.

INHALT:

Grundlagen für planmäßige Flugzeugberechnung. Von Dr.-Ing. H. G. Bader. S. 17.
Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor. Von Ingenieur S. Hoffmann. (Schluß.) Mit Tafel I. S. 25.

Patentschau. S. 31.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 32.

Grundlagen für planmäßige Flugzeugberechnung.

Von Dr.-Ing. H. G. Bader.

Der modernen aerodynamischen Forschung, deren Anfänge jetzt etwa ein Dezennium zurückliegen, ist es schon recht bald gelungen, ihre empirischen Ergebnisse theoretisch zu begründen. Bereits 1914 hat Betz¹⁾ nach Prandtl's 1913 veröffentlichter Wirbeltheorie²⁾ Formeln über die gegenseitige Beeinflussung von Tragflügeln entwickelt, die eine vom Standpunkt des Maschinenbaus hinreichende Übereinstimmung mit Messungsergebnissen aufwiesen. Die Flugtechnik hat den damit gebotenen Vorteil, rechnerische Grundlagen für die Konstruktion zu gewinnen, bisher nicht wahrgenommen. Der Grund hierfür liegt zu gleichen Teilen in der größtenteils ungenügenden technischen Schulung der Hilfskräfte einer so jungen Industrie, wie in der ungewöhnlichen Schwierigkeit, aus den Betz'schen Formeln, die sich zur Steigerung der Übersichtlichkeit wohl ein wenig umformen, aber nicht wesentlich einfacher gestalten lassen, nur einigermaßen handliche Rechenverfahren für die Praxis zu gewinnen. Einen Versuch in dieser Richtung lege ich hierunter vor; es galt festzustellen,

auf welchem Wege Flugzeuge mit wirtschaftlichen Höchstleistungen geschaffen werden können. Es liegt außerhalb des Rahmens der Aufgabe, zu entscheiden, ob sich je eine dieser Richtlinien wird streng innehalten lassen, oder nicht vielmehr ein Kompromiß zwischen den gewonnenen Richtungen untereinander und sekundären Forderungen gegenüber notwendig sein wird. Das muß ein für allemal dem Urteil des Konstrukteurs und seiner Auffassung seiner Aufgabe überlassen bleiben, aber ohne Rechnungen im angegebenen Sinne wird er nie endgültige Lösungen darstellen können.

Als wesentliche Voraussetzungen der Rechnung sind allgemein zu betrachten die effektive Leistung des zum Einbau bestimmten Motors, die Spannweite, Bauhöhe und seitlicher Staffelnungsgrad der Zelle.

Es seien:

G kg das Gesamtgewicht,
 Q kg die Last d. h. Gesamtgewicht abzüglich Flügelgewicht,
 q kg m⁻² das Einheitsgewicht der Flügel,
 b m die Spannweite (Breite) eines Flügels,
 t m die Flügeltiefe,
 L kg m sec⁻¹ die Nutzleistung des Vortriebs in H km Höhe,
 ρ kg m⁻³ die Luftdichte in H km Höhe,
 v m sec⁻¹ bzw. V km h⁻¹ die Flugzeuggeschwindigkeit,
 j m sec⁻¹ die Steiggeschwindigkeit,

¹⁾ Z. f. Flugt. u. Motorl. 1914, S. 253 ff.

²⁾ Handwörterbuch der Naturwissenschaften, Band IV. 1913, Flüssigkeits- und Gasbewegung.

x bzw. y sind vorzustellen als Summen aller Flächenelemente multipliziert mit den zugehörigen Widerstands- bzw. Auftriebszahlen.

Dann gilt:

$$G - \rho \cdot y \cdot v^2 = 0 \quad (1)$$

$$L - \rho \cdot x \cdot v^2 = G \cdot j \quad (2)$$

Wir führen aus (1)

$$v = \rho^{-1/2} \cdot y^{-1/2} \cdot G^{1/2} \quad (3)$$

in (2) ein:

$$L - \rho^{1/2} \cdot x \cdot y^{-1/2} \cdot G^{1/2} = G \cdot j \quad (4)$$

Hieraus sind die Bedingungen abzuleiten, unter denen entweder:

- I. die Geschwindigkeit v beim Flug in H km Höhe,
- oder II. die Last Q beim Flug in H km Höhe,
- oder III. die erreichbare Größthöhe H (Gipfelhöhe)
- oder IV. die Steiggeschwindigkeit bis zu H km Höhe Größtwerte annehmen.

Wir bezeichnen die partielle Ableitung einer Funktion nach dem Argument a durch Index a , L ist wie ρ Funktion der Höhe und unabhängig von konstruktiven Größen a , d. h. Lage und Abmessungen der Zelle.

1. Das Maximum der Geschwindigkeit hat die Gleichung

$$G \cdot j = L - \rho^{1/2} \cdot x \cdot y^{-1/2} \cdot G^{1/2} = 0 \quad (5)$$

zur Nebenbedingung und wird bestimmt unter Einführung einer Hilfsgröße B_{jj} , die später wieder mit Hilfe der Nebenbedingung $j = 0$ (5) zu eliminieren ist, aus dem Maximum der Funktion:

$$z = v + B_{jj} \cdot j \quad (6)$$

Dies folgt aus:

$$x_a = v_a + B_{jj} \cdot j_a = 0 \quad (7)$$

indem wir die Gleichungen (3) und (4) differenzieren und in (7) einführen:

$$\frac{1}{2} \left(-\frac{y_a}{y} + \frac{G_a}{G} \right) + B_{jj} \left(\frac{x_a}{x} - \frac{3}{2} \frac{y_a}{y} + \frac{3}{2} \frac{G_a}{G} \right) = 0.$$

Diese Bedingung läßt sich auch schreiben:

$$G(B \cdot x_a \cdot y - x \cdot y_a) + x y G_a = 0 \quad (8)$$

2. Die Last

$$Q = G - \sum q_i b_i t_i \quad (9)$$

folgt aus $j = 0$ mit

$$Q = \rho^{1/2} \cdot L^{1/2} \cdot x^{-1/2} \cdot y - \sum q_i b_i t_i \quad (10)$$

und erreicht einen Höchstwert für $Q_a = 0$, also

$$\rho^{1/2} \cdot L^{1/2} (2 x_a y - 3 x y_a) + 3 x^{1/2} \cdot \frac{\partial}{\partial a} \sum q_i b_i t_i = 0 \quad (11)$$

3. Die Gipfelhöhe ergibt sich aus $j = 0$ für den Kleinstwert von $L \rho^{1/2}$

$$L \cdot \rho^{1/2} = x \cdot y^{-1/2} \cdot G^{1/2} \quad (12)$$

hat also ein Maximum, wenn

$$\frac{x_a}{x} - \frac{3}{2} \frac{y_a}{y} + \frac{3}{2} \frac{G_a}{G} = 0$$

oder

$$G(2 x_a y - 3 x y_a) + 3 x y G_a = 0 \quad (13)$$

4. Zur Ermittlung der Steigzeiten ist der Mittelwert der Steiggeschwindigkeit zwischen dem Boden und H km Höhe zu berechnen.

Wir bezeichnen mit:

$$j_H = \frac{1}{H} \cdot \int_0^H j \cdot dH \quad (14)$$

$$L_H = \frac{1}{H} \cdot \int_0^H L \cdot dH \quad (15)$$

$$(\rho^{-1/2})_H = \frac{1}{H} \cdot \int_0^H \rho^{-1/2} \cdot dH \quad (16)$$

und erhalten:

$$j_H = L_H \cdot G^{-1} - (\rho^{-1/2})_H \cdot x \cdot y^{-1/2} \cdot G^{1/2} \quad (17)$$

Kürzeste Steigzeiten:

$$\tau_H = \frac{H}{0,06 \cdot j_H} \text{ min} \quad (17b)$$

erreicht man, wenn die Gleichungen

$$\frac{\partial}{\partial a} j_H = 0$$

erfüllt werden:

$$\frac{1}{D} \cdot \frac{G_a}{G} + \frac{x_a}{x} - \frac{3}{2} \frac{y_a}{y} + \frac{1}{2} \frac{G_a}{G} = 0.$$

$$D \cdot G(2 x_a y - 3 x y_a) + (D + 2) x y G_a = 0 \quad (18)$$

worin

$$D = (\rho^{-1/2})_H \cdot x \cdot y^{1/2} \cdot G^{1/2} \cdot L_H^{-1} \quad (19)$$

Für r Argumente $a_1 \dots a_r$ ergeben also in jedem Falle I...IV die Ableitungen

$$\frac{\partial}{\partial a} f(a_1, a_2, a_3, \dots, a_r) = 0$$

r Gleichungen, aus denen die Werte für a_i folgen, die ein Maximum für die Funktion

$$V, G, H, j_H$$

liefern.

Wir haben nun in Anlehnung an Prandtls Theorie die Gleichungen von x und y für einen n -Decker zu entwickeln.

Wir bezeichnen mit den Indices 1, 2, 3, 4 usw. die Folge der Flügel (Decken) einer Zelle von oben nach unten und mit η eine Zahl (Auftriebszahl) in der Gleichung

$$\text{Auftrieb} = \eta_i \cdot \rho \cdot b_i \cdot t_i \cdot v^2 \quad (20)$$

Der untere Flügel steigert die Geschwindigkeit der Strömung für den oberen gegenüber der Flugzeuggeschwindigkeit v um den Betrag

$$\frac{\Delta v_1}{v} = \mu_{12} \cdot \frac{\eta_2 t_2}{2 \pi b_1} \quad (21)$$

und lenkt ihre Richtung gegenüber v nach unten ab um den Winkel (Bogenmaß)

$$\Delta \alpha_1 = \nu_{12} \cdot \frac{\eta_2 t_2}{2 \pi b_1} \quad (22)$$

Ebenso läßt sich der Einfluß des oberen Flügels auf die Strömung um den unteren kennzeichnen durch die Mittelwerte:

$$\frac{\Delta v_2}{v} = \mu_{21} \cdot \frac{\eta_1 t_1}{2 \pi b_2} \quad (23)$$

und

$$\Delta \alpha_2 = \nu_{21} \cdot \frac{\eta_1 t_1}{2 \pi b_2} \quad (24)$$

μ und ν sind wesentlich abhängig von der mittleren Spannweite

$$\frac{b_1 + b_2}{2} = b$$

und dem Abstände d der beiden Flügel.

Kragt einer der beiden Flügel auf jeder Seite um c m über den andern vor und liegt der »Druckpunkt« des oberen Flügels a m vor dem des unteren (bezogen auf die Flugrichtung), so lassen sich die von Betz l. c. entwickelten Formeln schreiben in der Form:

$$\mu_{12} = -\mu_{21} = \sqrt{\frac{d^2}{a^2 + d^2}} \left(\sqrt{1 + \frac{b^2}{a^2 + d^2}} - \sqrt{1 + \frac{c^2}{a^2 + d^2}} \right) \quad (25)$$

$$\nu_{12} = \ln \frac{\sqrt{a^2 + b^2 + d^2} + a}{\sqrt{a^2 + b^2 + d^2} - a} + \left(\sqrt{1 + \frac{b^2}{a^2 + d^2}} - \sqrt{1 + \frac{c^2}{a^2 + d^2}} \right) \sqrt{\frac{a^2}{a^2 + d^2}} \quad (26)$$

$$\nu_{21} = \ln \frac{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2} - a}{\sqrt{a^2 + c^2 + d^2} - a} + \left(\sqrt{1 + \frac{b^2}{a^2 + d^2}} - \sqrt{1 + \frac{c^2}{a^2 + d^2}} \right) \sqrt{\frac{a^2}{a^2 + d^2}} \quad (27)$$

Nun ist, wenn von gewagten Konstruktionen abgesehen wird, a^2 gegenüber d^2 und d^2 gegenüber b^2 vernachlässigbar geringfügig. Der Genauigkeitsgrad der Formeln für μ und ν wird also kaum herabgesetzt, wenn wir annehmen:

$$\mu_{12} = -\mu_{21} = \frac{b}{d} - \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} \quad (28)$$

$$\nu_{12} = \ln \frac{b}{d} - \ln \left[\sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} + \frac{a}{d} \right] - \frac{a}{d} \left(\frac{b}{d} - \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} \right) \quad (29)$$

$$\nu_{21} = \ln \frac{b}{d} - \ln \left[\sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} - \frac{a}{d} \right] + \frac{a}{d} \left(\frac{b}{d} - \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} \right) \quad (30)$$

Stellen wir die Flügel eines n -Deckers jeweils um $\Sigma \Delta a_i$ steiler an:

$$\left. \begin{aligned} \Delta a_1 &= \frac{1}{2\pi b_1} (\nu_{12} \cdot \eta_2 t_2 + \nu_{13} \cdot \eta_3 t_3 + \nu_{14} \cdot \eta_4 t_4 + \dots + \nu_{1n} \cdot \eta_n t_n) \\ \Delta a_2 &= \frac{1}{2\pi b_2} (\nu_{21} \cdot \eta_1 t_1 + \nu_{23} \cdot \eta_3 t_3 + \nu_{24} \cdot \eta_4 t_4 + \dots + \nu_{2n} \cdot \eta_n t_n) \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

usw., so behalten zwar $\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_n$ ihre Werte bei, solange sie lediglich — wie üblich — als Funktion von Form und Lage der Flügel aufgefaßt werden. In Rücksicht auf Gleichung (21) sieht man sich jedoch gezwungen, den Begriff der Auftriebszahl η weiter zu fassen. Soll in der Formel für den Auftrieb (20) ν nach wie vor die Flugzeuggeschwindigkeit und nicht die jeweilige mittlere Strömungsgeschwindigkeit bedeuten, so hat man deren Änderung mit der Auftriebszahl zu umfassen und den Faktor für das Geschwindigkeitsquadrat

$$\left(1 + 2 \frac{\Delta \nu_i}{\nu}\right)$$

in η_i einzubeziehen.

Selbst wenn die Anstellwinkel um $\Sigma \Delta a$ vergrößert werden, ändern sich die angenommenen Werte $\eta_I, \eta_{II}, \eta_{III}$ zu den endgültigen η_I, η_2, η_3 gemäß

$$\left. \begin{aligned} \frac{\eta_I}{\eta_1} &= 1 - \frac{1}{\pi b_1} (\mu_{12} \cdot \eta_2 t_2 + \mu_{13} \cdot \eta_3 t_3 + \mu_{14} \cdot \eta_4 t_4 + \dots + \mu_{1n} \cdot \eta_n t_n) \\ \frac{\eta_{II}}{\eta_2} &= 1 - \frac{1}{\pi b_2} (-\mu_{12} \cdot \eta_1 t_1 + \mu_{23} \cdot \eta_3 t_3 + \mu_{24} \cdot \eta_4 t_4 + \dots + \mu_{2n} \cdot \eta_n t_n) \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

usw. und die Summe

$$\nu = \Sigma \eta_i b_i t_i \quad (33)$$

die in die Rechnung eingeht, wird ersichtlich in keiner Weise davon berührt, ob hier die angenommenen oder die endgültigen Werte eingeführt werden.

Ganz anders beim Widerstand. Die Verdrehung der zur Strömung (nicht zur Flugrichtung) normalen Auftriebskraft durch die Ablenkung der Strömung liefert in jedem Falle eine Komponente entgegen der Bewegungsrichtung:

$$\varrho \cdot \nu^2 \cdot \eta_1 b_1 t_1 \left(\frac{\nu_{12}}{2\pi} \cdot \frac{\eta_2 t_2}{b_1} \right) = \varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{\nu_{12}}{2\pi} \cdot \eta_1 t_1 \cdot \eta_2 t_2$$

$$\varrho \cdot \nu^2 \cdot \eta_2 b_2 t_2 \left(\frac{\nu_{21}}{2\pi} \cdot \frac{\eta_1 t_1}{b_2} \right) = \varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{\nu_{21}}{2\pi} \cdot \eta_1 t_1 \cdot \eta_2 t_2$$

und die Summe beider Komponenten

$$\varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{\nu_{12} + \nu_{21}}{2} \cdot \frac{1}{\pi} \cdot \eta_1 t_1 \cdot \eta_2 t_2 = \varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{\nu}{\pi} \cdot \eta_1 t_1 \cdot \eta_2 t_2 \quad (34)$$

$$\nu = \ln \frac{b}{d} - \frac{1}{2} \ln \left[1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2 - \left(\frac{a}{d}\right)^2 \right] \cong \ln \frac{b}{d} - \ln \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} \quad (35)$$

ist bei mäßiger Staffelung nach vorn (etwa $-\frac{1}{4} < \frac{a}{d} < \frac{1}{4}$) unabhängig von deren Betrag. Seitliche Staffelung ($c = 0$) wirkt hingegen außerordentlich günstig. Beträgt sie z. B. 45° , so sinkt die besprochene Widerstandskomponente wenn $b = 4d$ auf die Hälfte, wenn $b = 8d$, auf zwei Drittel ihres Wertes bei gleichen Spannweiten der Flügel. Zu diesen Komponenten treten nun noch diejenigen, die von der Beeinflussung der

eigenen Strömung herrühren. Für verschwindenden Abstand d liefert die Näherungsformel (35) $\nu_{\max} = \infty$, Prandtl's Theorie hingegen

$$\nu_{\max} = 4 \quad (36)$$

und wir erkennen in

$$b_{\max} \cong 6^4 \cdot d \cong 54 d \quad (37)$$

die Gültigkeitsgrenze der Formel (35). Die Komponente des Eigenwiderstandes beträgt demnach

$$\varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{4}{2\pi} \eta_1^2 \cdot t_1^2 = \varrho \cdot \nu^2 \cdot \frac{2}{\pi} \cdot \eta_1^2 t_1^2 \quad (38)$$

Die Gesamtheit aller Widerstandskomponenten nennen wir »Zellenwiderstand z «. Hierfür können wir also unter Anschluß des in der Gleichgewichtsbedingung (2) besonders angegebenen doppelten Staudruckes $\varrho \cdot \nu^2 \text{ kg m}^{-2}$ z. B. für einen Vierdecker schreiben:

$$z = \frac{1}{\pi} [2 (\eta_1^2 t_1^2 + \eta_2^2 t_2^2 + \eta_3^2 t_3^2 + \eta_4^2 t_4^2) + \nu_{12} \eta_1 t_1 \eta_2 t_2 + \nu_{23} \eta_2 t_2 \eta_3 t_3 + \nu_{34} \eta_3 t_3 \eta_4 t_4 + \nu_{13} \eta_1 t_1 \eta_3 t_3 + \nu_{24} \eta_2 t_2 \eta_4 t_4 + \nu_{14} \eta_1 t_1 \eta_4 t_4] \quad (39)$$

worin wir jetzt unter ν_{12}, ν_{23} die von der Folge der Indices unabhängigen Mittelwerte der Einflußzahlen nach Gleichung (35) verstehen.

Es hängt mit der eigentümlichen gegenseitigen Beeinflussung der Auftriebszahlen, wie wir sie vorhin mit Gleichung (32) dargestellt haben, zusammen, daß sich für den Zellenwiderstand eine vorzügliche Näherung mit:

$$(z) = \frac{\eta^2 t^2}{\pi} [2n + \nu(n-1) + \nu'(n-2) + \nu''(n-3) \dots] \quad (40)$$

angeben läßt, worin der Mittelwert $\eta \cdot t$ mit dem Mittelwert der Spannweiten b und dem Auftrieb verbunden ist durch die Gleichung

$$\nu = n \cdot \eta t \cdot b \quad (41)$$

$$\begin{aligned} (z) &= \frac{2}{\pi} \cdot \left(\frac{\nu}{b}\right)^2 \frac{2n + \nu(n-1) + \nu'(n-2) + \nu''(n-3)}{2n^2} \\ &= \frac{2}{\pi} \left(\frac{\nu}{b}\right)^2 \cdot r \quad (42) \end{aligned}$$

ν bedeutet die Einflußzahl direkt benachbarter Flächen, ν' für den doppelten, ν'' für den dreifachen Abstand usw. Betrachtet man in (25) b als Mittelwert aller Spannweiten eines n -Deckers, so ist bei mäßiger stetiger seitlicher Staffelung $\left(\frac{c}{d} = \text{konst.}\right)$

$$\nu' = \nu - \ln 2$$

$$\nu'' = \nu - \ln 3 \text{ usw.} \quad (43)$$

und wenn wir noch statt ν die Einflußzahl ν_0 für die oberste und unterste Decke einführen, da ja die Bauhöhe h der Zelle gewöhnlich gegeben ist,

$$\nu_0 = \ln \frac{b}{h} - \ln \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2} = 2,30 \lg \frac{b}{h} - 1,15 \lg \left[1 + \left(\frac{c}{d}\right)^2 \right] \quad (44)$$

$$h = (n-1)d \quad (45)$$

$$\nu_0 = \nu - \ln(n-1) \quad (46)$$

$$\begin{aligned} r &= \frac{1}{n} + \frac{n-1}{4n} [\nu_0 + \ln(n-1)] - \frac{1}{2n} [\ln 2 + \ln 3 + \dots \\ &\quad + \ln(n-1)] + \frac{1}{2n^2} [2 \ln 2 + 3 \ln 3 + \dots + (n-1) \ln(n-1)]. \end{aligned}$$

Die Formel liefert für den

$$\left. \begin{aligned} \text{Eindecker} : r &= 1 \\ \text{Zweidecker} : &= 0,500 + 0,125 \nu_0 \\ \text{Dreidecker} : &= 0,400 + 0,160 \nu_0 \\ \text{Vierdecker} : &= 0,375 + 0,187 \nu_0 \\ \text{Fünfecker} : &= 0,364 + 0,200 \nu_0 \end{aligned} \right\} \quad (47)$$

Fig. 1 zeigt die Geraden $r = f(\nu_0)$. Es zeigt sich, daß für Werte

$$1 < \nu_0 < 2,5$$

der Dreidecker geringsten Zellenwiderstand hat, für kleinere Werte von ν_0 der Fünfecker, für größere der Zweidecker, und daß dieser erst für

$$\nu_0 = 4 \quad (48)$$

ebenso ungünstig wie der Eindecker ist. Bei 0° bzw. 45° seitlicher Staffelung ist also nach Gleichung (35) der Dreidecker am vorteilhaftesten, wenn die verfügbare Spannweite 3 bis 12 bzw. 4 bis 17 mal so groß wie die verfügbare Zellenhöhe ist. Ist die zulässige Breite des Flugzeugs noch kleiner, so ist der Vierdecker zu bevorzugen, ja, wenn konstruktiv gleich günstig, der Fünfecker; ist sie ausnahmsweise größer, so ist der Zweidecker im Vorteil. Für $b/h = 7$ bzw. 10 ($\nu_0 = 2$) sind Zweidecker und Vieldecker nahezu gleichwertig und dem Dreidecker nur wenig unterlegen. Jedenfalls sollte man bei größeren Spannweiten das Flugzeug nicht als Vieldecker, bei kleineren Spannweiten nicht als Zweidecker ausführen.

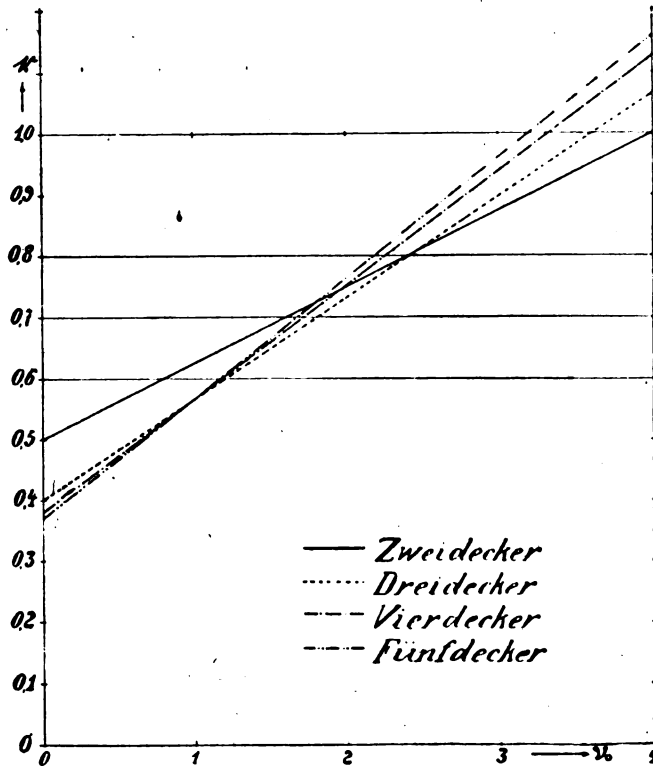


Fig. 1.

Reduktionsfaktor des Zellenwiderstands in Abhängigkeit von der Einflußzahl.

Denn wenn auch die Formel (42) infolge ihrer nur angenähert richtigen Voraussetzungen nicht vollkommen zutrifft, so sind die quantitativen Abweichungen doch zweifellos so geringfügig, daß auch kleine Unterschiede, wie sie die konstruktive Durchführung für verschiedene Deckenzahl mit sich bringt, erheblichere Abweichungen vom berechneten angenäherten Kleinstwert des Zellenwiderstandes nicht ausgleichen können, denn immer ist im Auge zu behalten, daß der Gesamt-widerstand außer dem von Bau und Lage der Zelle abhängigen Zellenwiderstand, der bei verschwindendem Auftrieb auch verschwindet, noch den Stirnwiderstand umfaßt, der als unabhängig von der nur innerhalb enger Grenzen veränderlichen Lage des Flugzeugs betrachtet werden kann. Der »Stirn-widerstand« ist gleich der Summe aller Widerstände der dem Luftstrom ausgesetzten Bauteile des Flugzeugs, und diese Einzelwiderstände sind jeweils nur abhängig vom Querschnittsverlauf des Körpers in der Flugrichtung und wachsen mit dem Quadrat seiner linearen Dimensionen. Die Abhängigkeit vom Querschnitt wird quantitativ angegeben durch eine dem Querschnitt eigene Widerstandszahl. Die Abhängigkeit von den absoluten Größen hat man sich gewöhnt, für nichttragende Bauteile auf die Aufrißprojektion F_i und für die Flügel auf die Grundrißprojektion $b_i t_i$ zu beziehen. Nicht allein wegen dieser verschiedenen Defi-

nitionen der Widerstandszahlen wollen wir weiterhin dementsprechend beim »Stirn-widerstand« zwischen »schädlichem Widerstand s « und »Profilwiderstand p « unterscheiden, sondern vor allem, weil gerade die Ermittlung der Flügelgröße das erste Ziel der ganzen Rechnung und somit zunächst eine Unbekannte ist, während der »schädliche Widerstand« sich von vornherein ziemlich genau, unabhängig von der Art des Zellaufbaues und den Flügelgrößen, angeben läßt. Beide Widerstände umfassen neben einem eigentlichen Formwiderstand, den man durch günstige Querschnittsgestaltung (»Tropfen«) herabzusetzen sucht, den Reibungswiderstand, der mit der Größe der Oberfläche wächst. Da jedoch für einen gegebenen Querschnitt die Körperoberfläche proportional der Aufriß- bzw. Grundrißprojektion des Körpers ist, kann man Formwiderstand und Reibungswiderstand mit einer Widerstandszahl zusammenfassen und schreiben:

$$x = s + p + z \quad (49)$$

$$s = \sum \xi \cdot F_i \quad (50)$$

$$p = \sum \psi_i b_i t_i \quad (51)$$

Freilich sind hierin, eben wegen der inneren Reibung (Zähigkeit), die den Reibungswiderstand verursacht und den Formwiderstand veranlaßt¹⁾, die Widerstandszahlen ξ und ψ Funktion der Reynoldsschen Zahl²⁾ und zwar meist in der Weise, daß ξ bzw. ψ beim Überschreiten einer bestimmten Reynoldsschen Zahl von einem nahezu unveränderlichen Wert plötzlich stark abfällt und nach diesem Sprung wieder einen nahezu unveränderlichen, aber wesentlich kleineren Wert inne-hält. Da die Reynoldssche Zahl zugleich mit der Luftdichte und der Geschwindigkeit sinkt, läuft man also Gefahr, mit zunehmender Höhe jenes Gebiet höherer Widerstandszahlen zu erreichen. Man hat daher zur Ermittlung der Widerstandszahlen auch die Reynoldssche Zahl für jene Höhe zu berechnen, für die die Flugzeuggeschwindigkeit durchgeführt wird. Die so ermittelten Werte ξ bedürfen indes noch einer Korrektur für Bauelemente, von denen ein Bruchteil β_i ihrer Aufrißprojektion F_i dem Propellerstrahl ausgesetzt ist. Wir dürfen annehmen, daß in diesem die Zusatzgeschwindigkeit von der Achse zur Blattspitze linear zunimmt. Bezeichnet w die zugehörige Proportionalitätskonstante, so wächst die Widerstandszahl ξ eines Bauteils, der im Aufriß zwischen den Radien r_1 und r_2 im Strahl liegt, auf den Mittelwert

$$\xi_{12} = \xi \cdot \frac{1}{r_2 - r_1} \int_{r_1}^{r_2} \left(1 + \frac{w r}{v}\right)^2 \cdot dr$$

$$= \xi \left[1 + \frac{w}{v} \cdot (r_2 + r_1) + \frac{1}{3} \cdot \frac{w^2}{v^2} \cdot \frac{r_2^3 - r_1^3}{r_2 - r_1} \right] \quad (52)$$

also, wenn wir den Propellerhalbmesser mit R und das Verhältnis der größten Zusatzgeschwindigkeit zur Flugzeuggeschwindigkeit mit α bezeichnen:

$$\alpha = \frac{w \cdot R}{v} \quad (53)$$

$$\xi_{12} = \xi \left(1 + \alpha \frac{r_2 + r_1}{R} + \frac{\alpha^2}{3} \cdot \frac{r_2^3 - r_1^3}{R^2 (r_2 - r_1)} \right).$$

Endgültig wird nun nach Gleichung (50):

$$s = \sum F_i \left[(1 - \beta_i) \cdot \xi_i + \beta_i \cdot \xi_{12} \right]$$

$$= \sum \xi_i \cdot F_i \left[1 + \beta_i \cdot \left(\frac{\xi_{12}}{\xi} - 1 \right) \right]$$

$$= \sum \xi_i \cdot F_i [1 + \beta_i \cdot \gamma_i] \quad (54)$$

worin

$$\gamma_i = \alpha \frac{r_2 + r_1}{R} + \frac{\alpha^2}{3} \cdot \frac{r_2^3 - r_1^3}{R^2 (r_2 - r_1)} \quad (55)$$

Falls im Aufriß die Propellerachse in F_i liegt, bzw. der Propellerkreis F_i schneidet, wird γ_i im besonderen:

¹⁾ Bader, Theorie der Flugzeugmodelle. Z. f. Flugt., 1917 S. 138.

²⁾ Die Reynoldssche Zahl wird definiert als Produkt von Geschwindigkeit, linearer Dimension des Körpers und Dichte im Verhältnis zur Zähigkeit. Hütte, 22. Aufl., I, S. 348.

$$\gamma_0 = a \cdot \frac{r}{R} + \frac{a^2}{3} \cdot \frac{r^2}{R^2} \quad (56)$$

bzw.

$$\gamma_R = a \left(1 + \frac{r}{R}\right) + \frac{a^2}{3} \cdot \frac{1 - (r/R)^3}{1 - r/R} \quad (57)$$

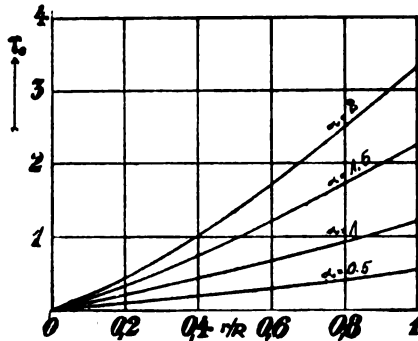


Fig. 2.

γ_0 und γ_R sind in Fig. 2 u. 3 mit a als Parameter über r/R dargestellt. Nun ist der Propellerschub S gleich dem Gesamtimpuls, der in der Zeiteinheit durch den Propellerkreis tretenden Luftmenge erteilt wird:

$$S = \int_{r=0}^{r=R} w r \cdot \rho \cdot v \cdot 2 \pi r dr = \frac{2 \pi}{3} \cdot \rho \cdot v \cdot w R^3 \quad (58)$$

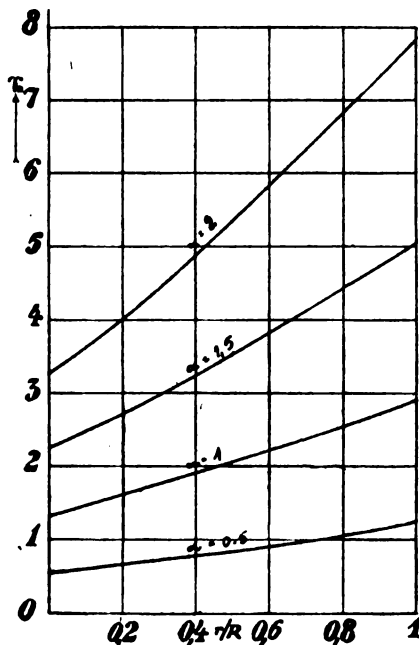


Fig. 3.

Mit Gleichung (1) gilt demnach:

$$\left. \begin{aligned} \frac{S}{G} &= \frac{2 \pi}{3} \cdot \frac{R^2}{y} \cdot \frac{w R}{v} \\ a &= \frac{S}{G} \cdot \frac{3 y}{2 \pi R^2} \end{aligned} \right\} \quad (59)$$

Wenn m gleiche Propeller den Vortrieb liefern, ist:

$$L = m \cdot S \cdot v \quad (60)$$

und mit Gleichung (1) und (2):

$$m \cdot \frac{S}{G} = \frac{x}{y} + \frac{j}{v} \quad (61)$$

Demnach kann also:

$$a = \left(\frac{x}{y} + \frac{j}{v} \right) \frac{3}{2 m \pi} \cdot \frac{y}{R^2} = \left(x + \frac{j}{v} \cdot y \right) \frac{3}{2 m \pi R^2} \quad (62)$$

aus vorläufigen Annahmen für x , y und $\frac{j}{v}$ hinreichend genau

bestimmt werden, denn es handelt sich nur um eine Korrektur für kleine Bruchteile des Gesamtwiderstandes. Die Korrektur ist, obwohl sie bei gewissenhafter Berechnung nicht außer acht gelassen werden darf, selbstverständlich auch viel zu unbedeutend, sie etwa die Dimensionierung des Flugzeugs mitbestimmen zu lassen, d. h. die Änderung des »schädlichen Widerstandes« mit x , y und j/v sind zu vernachlässigen; hinreichend genau ist:

$$s_a = 0 \quad (63)$$

Wir können nun endlich die oben zur Feststellung des Maximums der Funktionen vGH_g und j geforderte Differentiation von

$$x = s + p + z \quad (49) \quad (50) \quad (51) \quad (39)$$

$$y = \sum \eta_i b_i t_i \quad (33)$$

$$G = Q + \sum q_i b_i t_i \quad (9)$$

nach den konstruktiven Größen $a = \eta_i$ bzw. $a = t_i$ vornehmen und erhalten für:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial \eta_i} &= \frac{t_i}{\pi} \cdot \varphi_i \\ \frac{\partial y}{\partial \eta_i} &= b_i \cdot t_i \\ \frac{\partial G}{\partial \eta_i} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (64)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial t_i} &= \frac{\eta_i}{\pi} \cdot \varphi_i + \psi_i b_i \\ \frac{\partial y}{\partial t_i} &= \eta_i \cdot b_i \\ \frac{\partial G}{\partial t_i} &= q_i b_i \end{aligned} \right\} \quad (65)$$

Hierin ist:

$$\varphi_i = 4 \eta_i t_i + \nu_{i \pm 1} \cdot \eta_{i \pm 1} \cdot t_{i \pm 1} + \nu_{i \pm 2} \cdot \eta_{i \pm 2} \cdot t_{i \pm 2} \dots \quad (66)$$

und unter Einführung dieser Werte in die Gleichungen (8), (11), (13), (18) ergibt sich:

$$\left. \begin{aligned} \text{I)} \quad B \varphi_i y - \pi x b_i &= 0 \\ \text{II)} \quad 2 \varphi_i y - 3 \pi x b_i &= 0 \\ \text{III)} \quad 2 \varphi_i y - 3 \pi x b_i &= 0 \\ \text{IV)} \quad 2 \varphi_i y - 3 \pi x b_i &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (67)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{I)} \quad G \left(B \cdot \eta_i \cdot \frac{\varphi_i}{\pi} y + B y \cdot \psi_i b_i - x \eta_i b_i \right) + x y q_i b_i &= 0 \\ \text{II)} \quad \varphi_i \cdot L^{1/2} \left(2 \eta_i \cdot \frac{\varphi_i}{\pi} \cdot y + 2 y \cdot \psi_i \cdot b_i - 3 x \eta_i b_i \right) + 3 x^{1/2} \cdot q_i b_i &= 0 \\ \text{III)} \quad G \left(2 \eta_i \cdot \frac{\varphi_i}{\pi} \cdot y + 2 y \cdot \psi_i \cdot b_i - 3 x \eta_i b_i \right) + 3 x y q_i b_i &= 0 \\ \text{IV)} \quad D \cdot G \left(2 \eta_i \cdot \frac{\varphi_i}{\pi} \cdot y + 2 y \cdot \psi_i \cdot b_i - 3 x \eta_i b_i \right) + (D + 2) x y \cdot q_i b_i &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (68)$$

Wir sehen ohne weiteres, da die einzelnen Faktoren an sich alle notwendig positiv sind, indem wir die Gleichungen (67) in (68) einführen, daß diese nicht miteinander verträglich, also die partiellen Maxima sich zu einem absoluten Maximum nicht vereinigen lassen. Wir haben zunächst kurz, um falsche konstruktive Folgerungen auszuschließen, zu diskutieren, in welcher Weise man sich die Flächen V bzw. G bzw. H_g bzw. $j = f(\eta, t)$ in einem dreiaxigen Koordinatensystem vorzustellen hat. Lassen wir vorläufig den nachteiligen Einfluß wachsender Flügeltiefe bei G und p außer acht, so kommt η und t ausschließlich im

Produkt miteinander vor, und der Ausdruck $\frac{y}{x}$, der im wesentlichen die Funktion V, G, H_g, j vertritt, hat einen unveränderlichen Wert für einen bestimmten Wert $\eta \cdot t$. Die Flächen V, G, H_g, j lassen sich also in erster Linie charakterisieren durch einen Höhenzug, der nach Maßgabe der gleichseitigen Hyperbel $\eta \cdot t$ konst. sich im positiven Oktanten an die positiven Achsen η und t schmiegt. Der einseitige Einfluß, den

wachsende Flügeltiefe t durch Vergrößerung des Flügelgewichts und des Profilwiderstandes übt, macht sich in der Weise geltend, daß die Kammlinie der eben charakterisierten Fläche mit wachsendem t fällt und mit wachsendem η steigt. Es gibt also tatsächlich kein absolutes Maximum, das sich bei einem beliebigen Wert der Auftriebszahl durch eine bestimmte Flügeltiefe erreichen ließe, sondern das Maximum wächst stetig mit η , und zwar nicht nur das partielle Maximum nach η , das an der betreffenden Stelle durch eine horizontale Tangente normal zur η -Achse gefunden wird, sondern auch das partielle Maximum nach t , das durch eine horizontale Tangente parallel zur η -Achse zu finden wäre. Der erreichbare Höchstwert der Funktionen V , G , H , g , j wird also in jedem Fall gefunden, indem wir den erreichbaren Höchstwert von η einführen in die Gleichungen für das partielle Maximum nach t (68). Denn bei η_{\max} bricht, um zur räumlichen Vorstellung der Funktion zurückzukehren, der hyperbolisch sich an die Achsen schmiegende, mit η steigende Höhenzug schroff ab, und der Größtwert der Funktionen, in der zur η -Achse normalen Schnittebene $\eta = \eta_{\max}$ ist eben bestimmt durch die wagerechte Tangente in dieser Ebene, d. h. ist identisch mit dem partiellen Maximum der Funktionen nach t für $\eta = \eta_{\max}$. Wir haben also lediglich die Bedingungen (68) zu erfüllen. Diese liefern mit Gleichung (66) für die n -Unbekannten $\eta_i t_i$ beim n -Decker n -Gleichungen:

$$\varphi_i = \pi \cdot b_i \left(\mathfrak{M} - \frac{\mathfrak{M} \cdot q_i + \psi_i}{\eta_i} \right) \quad (69)$$

worin für

Fall: I	II	III	IV
$\mathfrak{M} = \frac{x}{B y}$	$\frac{3 x}{2 y}$	$\frac{3 x}{2 y}$	$\frac{3 x}{2 y}$
$\mathfrak{M} = \frac{x}{B G}$	$\frac{3 x^{1/2}}{2 y \varrho^{1/2} L^{1/2}}$	$\frac{3 x}{2 G}$	$\frac{x}{2 G} + \frac{L_H}{\partial_H} \frac{y^{1/2}}{G^{1/2}}$

zu setzen ist.

Für Fall I läßt man in Gleichung (69) zunächst das zweite Glied außer acht. Dann bringen die $\eta_i t_i$ die Unbekannte \mathfrak{M} in

$$y = u \cdot \mathfrak{M} \quad (70)$$

$$z = w \cdot \mathfrak{M}^2 \quad (71)$$

und \mathfrak{M} folgt aus der Nebenbedingung Gleichung (5).

$$\varrho^{1/2} \cdot L \cdot \pi^{1/2} \mathfrak{M}^{3/2} - (s + p + w \cdot \mathfrak{M}^2) \cdot G^{1/2} = 0 \quad (72)$$

$$\mathfrak{M} = \sqrt{\frac{\mathfrak{M}}{B \sqrt{\mathfrak{M}} - 1}} \quad \mathfrak{M} = \frac{s + p}{w} \quad \mathfrak{M} = \varrho^{1/2} \cdot \frac{L}{w} \cdot \left(\frac{u}{G} \right)^{1/2} \quad (73)$$

Mit \mathfrak{M} sind die $\eta_i t_i$ und damit x , y , B zu bestimmen. Aus (69) folgen nun genauere Werte der $\eta_i t_i$ usw.

In den Fällen II...IV wird man zweckmäßig so vorgehen, daß man zunächst für \mathfrak{M} und \mathfrak{M} Annahmen macht, und fortschreitend die Werte von \mathfrak{M} , \mathfrak{M} und $\eta_i t_i$ verbessert, bis sie die Gleichungen (69) hinreichend genau erfüllen.

Die zuletzt erhaltenen Werte $\eta_i t_i$ werden nun in die Gleichung (32) eingeführt. Aus

$$\left. \begin{aligned} t_1 &= \frac{1}{\eta_1} \cdot (\eta_1 t_1) \cdot \frac{\eta_1}{\eta_1} \\ t_2 &= \frac{1}{\eta_{II}} \cdot (\eta_2 t_2) \cdot \frac{\eta_{II}}{\eta_2} \end{aligned} \right\} \quad (74)$$

ergeben sich schließlich die Flügeltiefen, indem man den η_I , η_{II} , η_{III} je nach dem verfügbaren Profil zulässige¹⁾ Größtwerte (0,4...0,7) gibt.

Daß wir für die Flügeltiefen schon von vornherein zur Berechnung von Profilwiderstand und Flügelgewicht Annahmen zu machen hatten, wird kaum auf den Berechnungsgang zurückwirken, wenn die Annahmen nur einigermaßen richtig waren. Dennes lassen sich vor der konstruktiven und statischen Durcharbeitung des Entwurfs weder die Flügelnheitsgewichte q noch die Profilwiderstandszahlen ψ mit einer Genauigkeit angeben, die eine allzu strenge Durchführung der Rechnung rechtfertigen könnte. Überdies wird man überhaupt nur ausnahmsweise eine der Konstruktionsrichtungen I...IV rücksichtslos innehalten, also demgemäß

berechnete Werte t ohne weiteres verwirklichen dürfen. Denn die höchste Leistungsfähigkeit in einer Richtung bringt notwendigerweise verringerte Leistungen in den drei übrigen mit sich; und wenn diese Bevorzugung einer Konstruktionsrichtung einseitig geschieht, so ergeben sich für die andern Nachteile, die durch den gewonnenen Vorteil in keiner Weise aufgewogen werden, im besondern, wenn wie gewöhnlich das Maximum sehr breit, also die Leistung in der vorgesetzten Richtung innerhalb gewisser Grenzen gegen die Dimensionierung ziemlich unempfindlich ist.

Außerdem sind rechnerisch richtig ermittelte Werte bisweilen konstruktiv oder statisch überhaupt undurchführbar, und letzten Endes hat man natürlich Anlauf und Auslauf bei der Dimensionierung in Betracht zu ziehen. So fordert z. B. das in Bodennähe schnellste Flugzeug Landungsplätze von ganz ungewöhnlich großer Ausdehnung und vorzüglicher Bodenbeschaffenheit. Doch all diese Erwägungen sind Angelegenheit des Konstrukteurs. Sie gehen nur insofern nicht über den Rahmen unserer eingangs der Arbeit umrissenen Aufgabe hinaus, als daraus die Berechtigung hergeleitet werden darf, diese Aufgabe, die exakt unlösbar ist, mit einem Verfahren progressiver Approximation zu bewältigen, dessen Näherungsgeschwindigkeit den Theoretikern gering scheinen mag, für die Praxis indessen völlig zureichend ist.

Wir wenden uns nun zu dem Gleichungssystem (69) zurück, das die Bedingungen angibt, unter denen der Zellenwiderstand einen Kleinstwert annimmt. Wir erhalten nach Gleichung (66) für einen Vierdecker:

$$\left. \begin{aligned} 4 \eta_1 t_1 + \nu_{12} \eta_2 t_2 + \nu_{13} \eta_3 t_3 + \nu_{14} \eta_4 t_4 &= \varphi_1 \\ \nu_{12} \eta_1 t_1 + 4 \eta_2 t_2 + \nu_{23} \eta_3 t_3 + \nu_{24} \eta_4 t_4 &= \varphi_2 \\ \nu_{13} \eta_1 t_1 + \nu_{23} \eta_2 t_2 + 4 \eta_3 t_3 + \nu_{34} \eta_4 t_4 &= \varphi_3 \\ \nu_{14} \eta_1 t_1 + \nu_{24} \eta_2 t_2 + \nu_{34} \eta_3 t_3 + 4 \eta_4 t_4 &= \varphi_4 \end{aligned} \right\} \quad (75)$$

und daraus schrittweise durch Streichen von t_4 , t_3 , t_2 die Maximumbedingungen für den Drei-, Zwei- und Eindecker.

Wir haben als Mittelwert der Einflußzahlen direkt benachbarter Flächen nach Gleichung (35) und (44) bis (46)

$$\nu = \ln \frac{b}{h} - \ln \sqrt{1 + \left(\frac{c}{d} \right)^2} - \left(\frac{a}{d} \right)^2 + \ln (n-1) \quad (76)$$

Nun ist für $x \ll 1$ $\ln(1 \pm x) \cong \pm x$, und indem wir diese Beziehung auf die Abweichung der jeweiligen Mittelwerte der beiden Spannweiten vom Hauptmittelwert

$$b = \frac{\sum b_i}{n} \quad (77)$$

anwenden, erhalten wir für stetige seitliche Staffelung die Nennerdeterminanten in folgender Form:

Für den Vierdecker:

$$\begin{vmatrix} 4 & \nu + \frac{2c}{b} & \nu + \frac{c}{b} - \ln 2 & \nu - \ln 3 \\ \nu + 2 \frac{c}{b} & 4 & \nu & \nu - \frac{c}{b} - \ln 2 \\ \nu + \frac{c}{b} - \ln 2 & \nu & 4 & \nu - 2 \frac{c}{b} \\ \nu - \ln 3 & \nu - \frac{c}{b} - \ln 2 & \nu - 2 \frac{c}{b} & 4 \end{vmatrix}$$

Für den Dreiecker:

$$\begin{vmatrix} 4 & \nu + \frac{c}{b} & \nu - \ln 2 \\ \nu + \frac{c}{b} & 4 & \nu - \frac{c}{b} \\ \nu - \ln 2 & \nu - \frac{c}{b} & 4 \end{vmatrix}$$

Für den Zweiecker:

$$\begin{vmatrix} 4 & \nu \\ \nu & 4 \end{vmatrix} \quad (78)$$

Die sehr langwierige Ausrechnung der fünf vierzeiligen Determinanten für den Vierdecker kann man sich sparen, wenn man im Hinblick auf die Symmetrie der Gleichungen, nicht nach den $\eta_i t_i$ selbst, sondern nach Hilfsgrößen σ , δ auflöst:

¹⁾ Z. f. Flugt. 1917, S. 76, Gl. (114).

$$\left. \begin{aligned} \sigma' &= \eta_1 t_1 + \eta_4 t_4 & \sigma'' &= \eta_2 t_2 + \eta_3 t_3 \\ \delta' &= \eta_1 t_1 - \eta_4 t_4 & \delta'' &= \eta_2 t_2 - \eta_3 t_3 \end{aligned} \right\} \quad (79)$$

Wir schreiben ferner:

$$\left. \begin{aligned} \mathfrak{R}' &= \varphi_1 + \varphi_4 & \mathfrak{R}'' &= \varphi_2 + \varphi_3 \\ k' &= \varphi_1 - \varphi_4 & k'' &= \varphi_2 - \varphi_3 \end{aligned} \right\} \quad (80)$$

und erhalten:

$$\left. \begin{aligned} (4 + \nu - \ln 3) \sigma' + (2 \nu - \ln 2) \sigma'' + \frac{c}{b} \cdot \delta'' &= \mathfrak{R}' \\ (2 \nu - \ln 2) \sigma' + (4 - \nu) \sigma'' + \frac{3c}{b} \cdot \delta' &= \mathfrak{R}'' \\ (4 - \nu + \ln 3) \delta' + \ln 2 \delta'' + \frac{3c}{b} \cdot \sigma'' &= k' \\ \ln 2 \delta' + (4 - \nu) \delta'' + \frac{c}{b} \cdot \sigma' &= k'' \end{aligned} \right\} \quad (81)$$

Oder indem wir die geringfügigen letzten Glieder der linken Seite auf die rechte schaffen:

$$\sigma' : \sigma'' : 1 = \left. \begin{aligned} \mathfrak{R}' - \frac{c}{b} \cdot \delta'' & \quad 2 \nu - \ln 2 \\ \mathfrak{R}'' - \frac{3c}{b} \cdot \delta' & \quad 4 + \nu \\ 4 + \nu - \ln 3 & \quad \mathfrak{R}' - \frac{c}{b} \cdot \delta'' \\ 2 \nu - \ln 2 & \quad \mathfrak{R}'' - \frac{3c}{b} \cdot \delta' \end{aligned} \right\} \quad (82)$$

$$\delta' : \delta'' : 1 = \left. \begin{aligned} k' - \frac{3c}{b} \cdot \sigma'' & \quad \ln 2 \\ k'' - \frac{c}{b} \cdot \sigma' & \quad 3(4 - \nu) \\ 4 - \nu + \ln 3 & \quad k' - \frac{3c}{b} \cdot \sigma'' \\ 3 \ln 2 & \quad k'' - \frac{c}{b} \cdot \sigma' \end{aligned} \right\} \quad (83)$$

Man berechnet zuerst σ' und σ'' mit $\delta' = 0$; $\delta'' = 0$ und führt diese Werte in Gleichung (83) ein. Falls erforderlich, kann man diese δ' , δ'' in Gleichung (82) und die dann erhaltenen σ' , σ'' wieder in (83) einsetzen usw., um die Werte zu verbessern.

Auch die Berechnung des Dreieckers gestaltet sich einfacher mit Einführung von Hilfsgrößen:

$$\left. \begin{aligned} \sigma &= \eta_1 t_1 + \eta_3 t_3 & \mathfrak{R} &= \varphi_1 + \varphi_3 \\ \delta &= \eta_1 t_1 - \eta_3 t_3 & k &= \varphi_1 - \varphi_3 \end{aligned} \right\} \quad (84)$$

$$\left. \begin{aligned} (4 + \nu - \ln 2) \sigma + 2 \nu \eta_2 t_2 &= \mathfrak{R} \\ (4 - \nu + \ln 2) \delta + 2 \frac{c}{b} \cdot \eta_2 t_2 &= k \\ \nu \cdot \sigma + \frac{c}{b} \cdot \delta + 4 \eta_2 t_2 &= \varphi_2 \end{aligned} \right\} \quad (85)$$

Die Auflösung nach $\eta_2 t_2$ mit

$$\sigma = \frac{\mathfrak{R} - 2 \nu \cdot \eta_2 t_2}{4 + \nu - \ln 2} \quad (86)$$

$$\delta = \frac{k - 2 \frac{c}{b} \cdot \eta_2 t_2}{4 - \nu + \ln 2} \quad (87)$$

führt auf:

$$\nu \cdot \frac{\mathfrak{R} - 2 \nu \cdot \eta_2 t_2}{4 + \nu - \ln 2} + \frac{c}{b} \cdot \frac{k - 2 \frac{c}{b} \cdot \eta_2 t_2}{4 - \nu + \ln 2} + 4 \eta_2 t_2 = \varphi_2 \quad (88)$$

eine Gleichung, die numerisch leicht auszuwerten ist. Für den Zweidecker erhält man:

$$\eta_1 t_1 = \frac{4 \varphi_1 - \nu \varphi_2}{16 - \nu^2} \quad \eta_2 t_2 = \frac{4 \varphi_2 - \nu \varphi_1}{16 - \nu^2} \quad (89)$$

Für den Eindecker:

$$\eta_1 t_1 = \frac{\varphi_1}{4} \quad (90)$$

Mit alledem sind die erforderlichen Angaben für günstigste Dimensionierung bekannt, und es erübrigt nur noch anzugeben, in welcher Weise man die voraussichtlichen Leistungen eines entworfenen Typs berechnen kann. Zuvor bedarf es jedoch noch der Feststellung, welche Gesetzmäßigkeit dem mittleren Gleichgewichtszustand der Atmosphäre entspricht. Es liegt nahe, die gemessene mittlere Temperaturabnahme mit der Höhe als linear zu betrachten, und es ist bekannt, daß für diesen Fall die Beziehung zwischen Druck und Dichte ρ der Luft sich durch eine einfache Potenzfunktion ausdrücken läßt.

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^m = \varepsilon^m \quad (91)$$

Hierin ist ε also der Bruchteil der Bodendichte (Index 0), der in der Höhe H km noch der Luft eigen ist. Nun gilt für die Druckabnahme mit der Höhe

$$dP = -\rho \cdot g \cdot 1000 dH \quad (92)$$

da andererseits

$$dP = m \cdot \frac{P_0}{\rho_0^m} \cdot \rho^{m-1} \cdot d\rho \quad (93)$$

ist unter Berücksichtigung der Zustandsgleichung (Gaskonstante für trockene Luft $R = 29,27$ m):

$$\rho \cdot g \cdot R \cdot T = P \quad \frac{T}{T_0} = \varepsilon^{m-1} \quad (94)$$

$$1000 H = \frac{m}{g} \cdot \frac{P_0}{\rho_0^m} \int_0^{\rho_0} \rho^{m-2} \cdot d\rho = \frac{m}{m-1} \cdot R \cdot T_0 (1 - \varepsilon^{m-1})$$

$$= \frac{m}{m-1} \cdot R (T_0 - T) \quad (95)$$

Die mittlere Temperatur der Luft über Mitteleuropa beträgt nach A. Wegener¹⁾ am Boden $+10,5^\circ$ und in 6000 m Höhe $-23,7^\circ$, damit wird $m = 1,20$ und

$$\varepsilon = \left(1 - \frac{H}{50} \right)^5 \quad (96)$$

Für eine gegebene Konstruktion sind nun zwecks Leistungsberechnung wieder die Gleichungen (1), (2), (10), (12), (17) heranzuziehen. Ferner bezeichnen wir mit Index 0 wieder den Wert in Bodennähe und definieren das Leistungsverhältnis λ mit:

$$L = \lambda \cdot L_0 \quad (97)$$

Damit lauten die genannten Gleichungen:

$$G - \varepsilon \rho_0 \cdot \gamma \cdot v^2 = 0 \quad (98)$$

$$\lambda \cdot L_0 - \varepsilon \rho_0 \cdot x \cdot v^3 = G \cdot j \quad (99)$$

$$Q = (\varepsilon \lambda^2)^{1/2} \cdot (\rho_0 L_0^2)^{1/2} \cdot x^{-1/2} \cdot \gamma - \sum q_i b_i t_i \quad (100)$$

$$\varepsilon^{1/2} \cdot \lambda = x \cdot \gamma^{-1/2} \cdot \frac{G^{1/2}}{\rho_0^{1/2} \cdot L_0} \quad (101)$$

$$\tau_H = \frac{16,66 \cdot H / \lambda_H}{\frac{L_0}{G} - \frac{\rho_H}{\lambda_H} \cdot x \cdot \gamma^{1/2} \cdot G^{1/2}} \quad (102)$$

Die Geschwindigkeit beim wagerechten Flug in H km Höhe ergibt sich, wenn man γ aus (98) in x Gleichung (99) für $j = 0$ einführt:

$$\lambda \cdot L_0 - \varepsilon \rho_0 \left(s + p + \frac{w}{u^2} \cdot \frac{G^2}{\varepsilon^2 \rho_0^2 v^4} \right) v^3 = 0 \quad (103)$$

und mit

$$J = \frac{w}{u^2} \cdot \frac{G^2}{\rho_0 L_0} \cdot 3,6 \quad K = \frac{\rho_0}{3,6^3} \cdot \frac{s + p}{L_0} \quad (104)$$

$$\varepsilon^2 = \frac{J}{\frac{\lambda}{\varepsilon} \cdot V - K \cdot V^4} \quad (105)$$

¹⁾ Thermodynamik der Atmosphäre, Leipzig 1911, S. 129. Vgl. daselbst über die Zulässigkeit einer linearen Näherung Fig. 29. Daraus ist auch ersichtlich, daß das Temperaturgefälle am Äquator nahezu dasselbe ist, die berechnete Funktion ε also auch dort gilt. Zur Berücksichtigung der klimatischen Unterschiede und der Tageseinflüsse genügt es also, lediglich ρ_0 heranzuziehen.

Sind für eine gegebene Höhe λ und ε bekannt, so erhält man V im Diagramm aus dem Schnitt der Geraden $\frac{J}{\varepsilon^2} + \frac{\lambda}{\varepsilon} \cdot V$ mit der Parabel $K \cdot V^4$. Unter normalen Umständen nimmt die Motorleistung nahezu ab wie die Luftdichte, $\lambda \cong \varepsilon$. Damit läßt sich $H = f(V)$ näherungsweise explizit darstellen. Mit $\lambda = \varepsilon$ liefert Gleichung (105) die Funktion $V = f(H)$:

$$\varepsilon^2 = \frac{J}{V - K \cdot V^4} \quad (106)$$

und damit nach Gleichung (96):

$$H = 50 \left[1 - \left(\frac{J}{V - K \cdot V^4} \right)^{1/10} \right] \quad (107)$$

Gleichung (96) liefert mit $\lambda = \varepsilon$ und Gleichung (101) auch die Gipfelhöhe in Abhängigkeit von der Belastung (9)

$$\varepsilon_g = \frac{x_*^{1/2}}{y_*} \cdot \sqrt[3]{\frac{G}{\rho_0 \cdot L_0^{1/2}}} \quad (108)$$

$$H_g = 50 \left[1 - \left(\frac{x_*^{1/2} \cdot G}{y_* \cdot \rho_0^{1/2} \cdot L_0^{1/2}} \right)^{1/5} \right] \quad (109)$$

wenn x^* und y^* diejenigen Werte bezeichnen, bei denen $\frac{x_*^{1/2}}{y_*}$ ein Minimum wird. Diese folgen aus:

$$\frac{d}{dy} x^2 \cdot y^{-3} = 0 \quad (110)$$

$$2 y_* dx - 3 x_* dy = 0 \quad (111)$$

und da nach (70), (71):

$$z = \frac{w}{u^2} \cdot y^2 \quad (112)$$

also

$$dx = dz = 2 \frac{w}{u^2} \cdot y dy \quad (113)$$

$$\frac{w}{u^2} \cdot y_*^2 - 3 \left(s + p + \frac{w}{u^2} \cdot y_*^2 \right) = 0 \quad (114)$$

$$y_* = u \cdot \sqrt[3]{3 \frac{s+p}{w}} \quad x_* = 4(s+p) \quad (115)$$

Ist der Wert y_* empirisch nicht erreichbar, oder bringt er praktisch die Gefahr mit sich, die Maschine zu überziehen

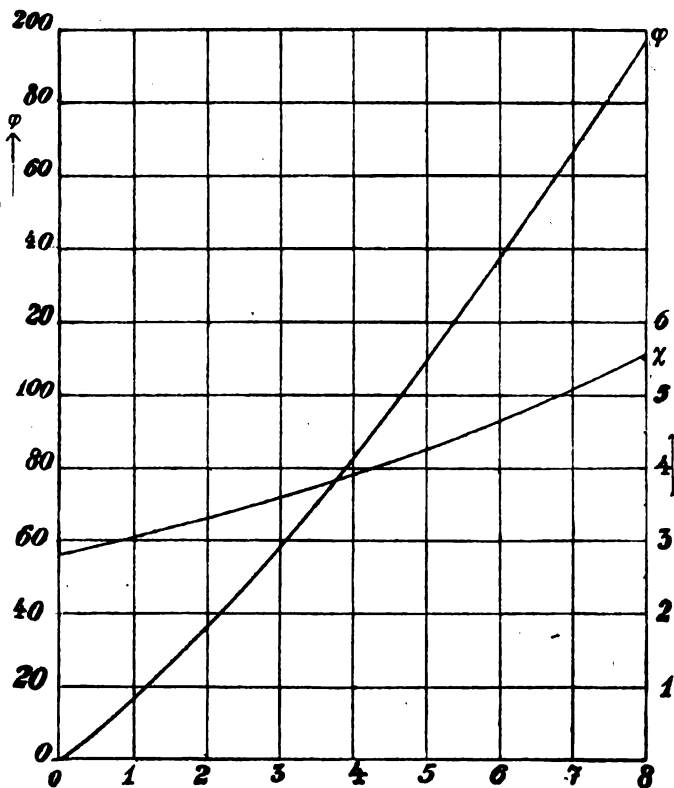


Fig. 4. $\rightarrow H$

und dadurch über den Flügel abzurutschen, so ist an seiner Stelle der zulässige Größtwert y_{\max} bzw. x_{\max} einzuführen. Dies gilt wie für die Berechnung der Gipfelhöhe für die der kürzesten Steigzeiten nach (102) und der größten Tragfähigkeit nach (101), die ebenfalls den Anstellwinkel geringster Vortriebsleistung zur Voraussetzung haben.

Zur Berechnung der Steigzeiten gilt bis zur Gipfelhöhe H_g :

$$T_H = \frac{G}{L_0} \cdot \frac{\varphi}{1 - \chi \cdot R} \quad R = \frac{x_*}{y_*^{1/2}} \cdot \frac{G^{1/2}}{L_0} = \sqrt{\rho_0} \cdot \varepsilon_g^{1/2} \quad (116)$$

Unter der Voraussetzung $\lambda = \varepsilon$ sind die Hilfsgrößen

$$\varphi = 16,66 \cdot H / \varepsilon_H \quad \chi = (\rho^{-1/2})_H / \varepsilon_H \quad (117)$$

in Fig. 4 dargestellt. Die Werte ε_H und $(\rho^{-1/2})_H$ folgen aus Gleichung (15), (16) und (96):

$$\varepsilon_H = \frac{1}{H} \int_0^H \varepsilon \cdot dH = \frac{50}{H} \cdot \frac{1 - \left(1 - \frac{H}{50}\right)^6}{6} \quad (118)$$

$$(\rho^{-1/2})_H = \frac{1}{H} \int_0^H \rho^{-1/2} \cdot dH = \frac{1}{\sqrt{\rho_0}} \cdot \frac{50}{H} \cdot \frac{\left(1 - \frac{H}{50}\right)^{-1,5} - 1}{1,5} \quad (119)$$

und sind in Fig. 5 dargestellt.

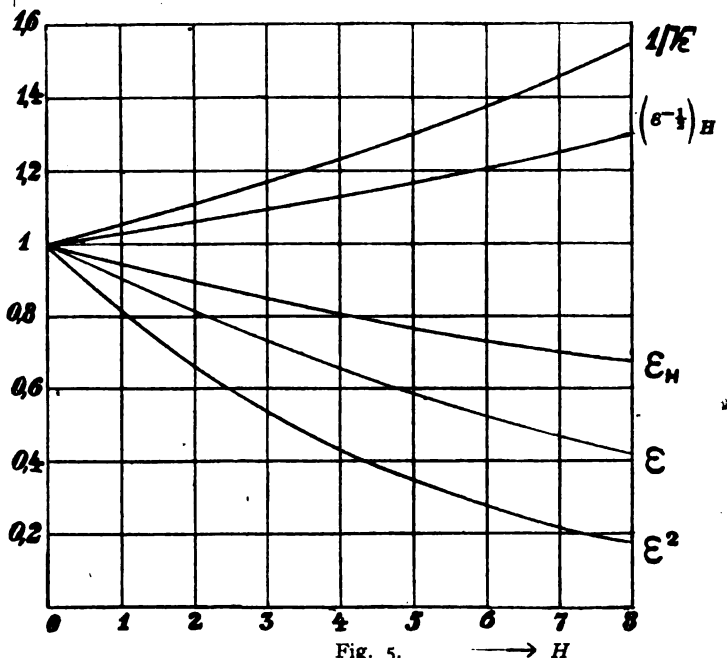


Fig. 5. $\rightarrow H$

Hier findet man auch die Funktion $\varepsilon^{-1/2} = f(H)$, die zur Berechnung der Geschwindigkeit beim Steigen benötigt wird

$$V_{st} = \frac{3,6}{\sqrt{\rho_0}} \cdot \sqrt{\frac{G}{y_*}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\varepsilon}} \cong 10 \sqrt{\frac{G}{y_*}} \cdot (\varepsilon^{-1/2}) \quad (120)$$

Hierin wie in (117) wurde für ρ_0 neben dem schon oben angegebenen Mittelwert der Temperatur von $+10,5^\circ \text{C}$ ein Barometerstand von 762 mm Quecksilbersäule in Meereshöhe angenommen¹⁾. Damit sind alle Grundlagen zur Leistungsberechnung bekannt.

Zusammenfassung.

Es wird ein Weg angegeben, auf dem man bei bekannter Motorleistung, Zellenhöhe und Spannweite die Flügeltiefen berechnen kann, mit denen das Flugzeug das Maximum der Geschwindigkeit, der Höhe, der Tragfähigkeit oder der Steiggeschwindigkeit erreicht. Nach Bestimmung der Flügeltiefen für je einen dieser Fälle können dann die Leistungen dieses Typs berechnet werden. Auch abgesehen von der Maximumsbedingung lassen sich nach den Angaben in einfacher Weise die voraussichtlichen Leistungen eines entworfenen Typs berechnen.

¹⁾ $\rho_0 = 0,125 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{sec}^2$; $\sqrt{\rho_0} = 0,355$; $\sqrt[3]{\rho_0} = 0,50$.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Siehe auch Tafel IX bis XI Heft 17/18. Jahrgang VIII).

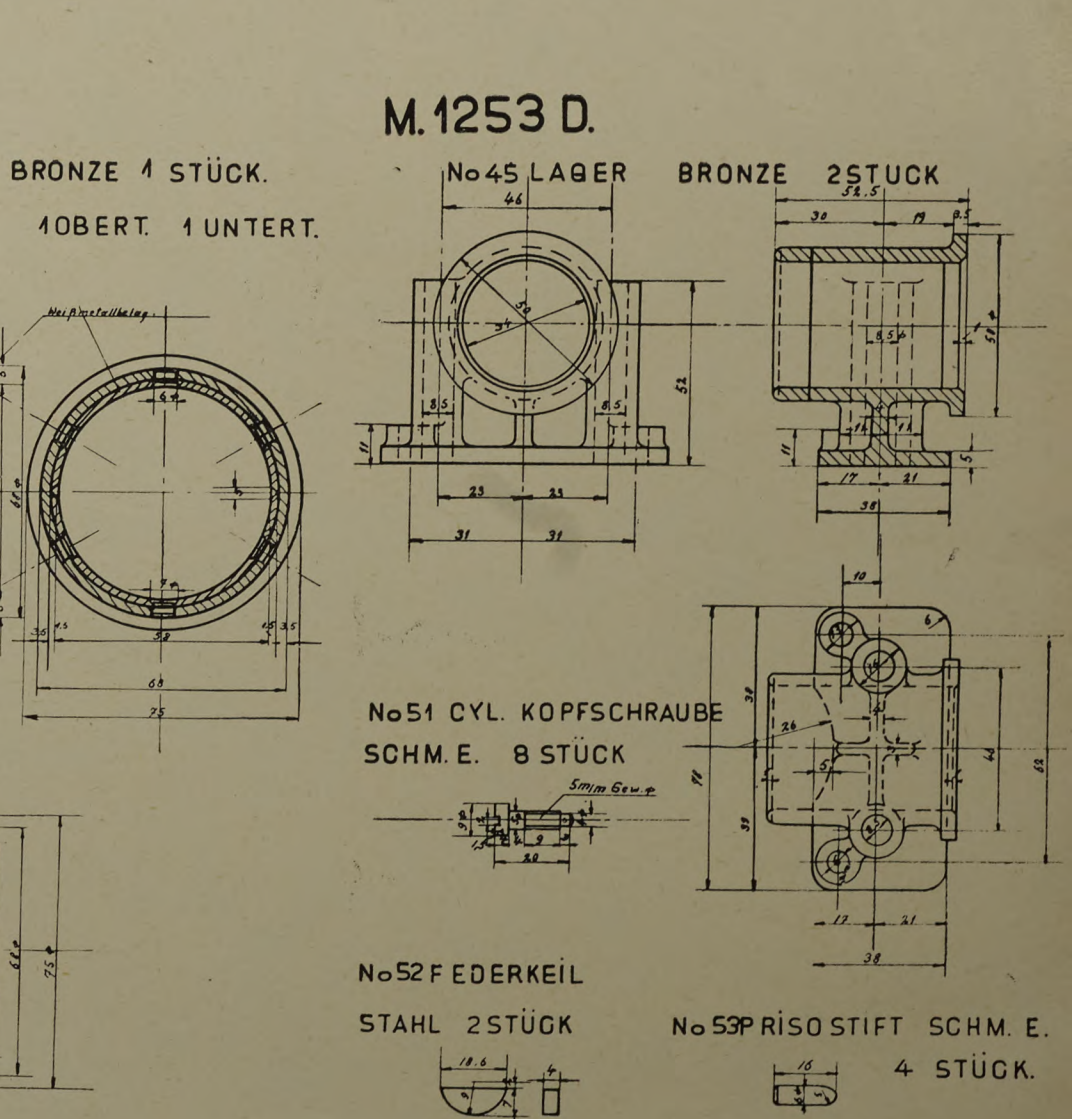
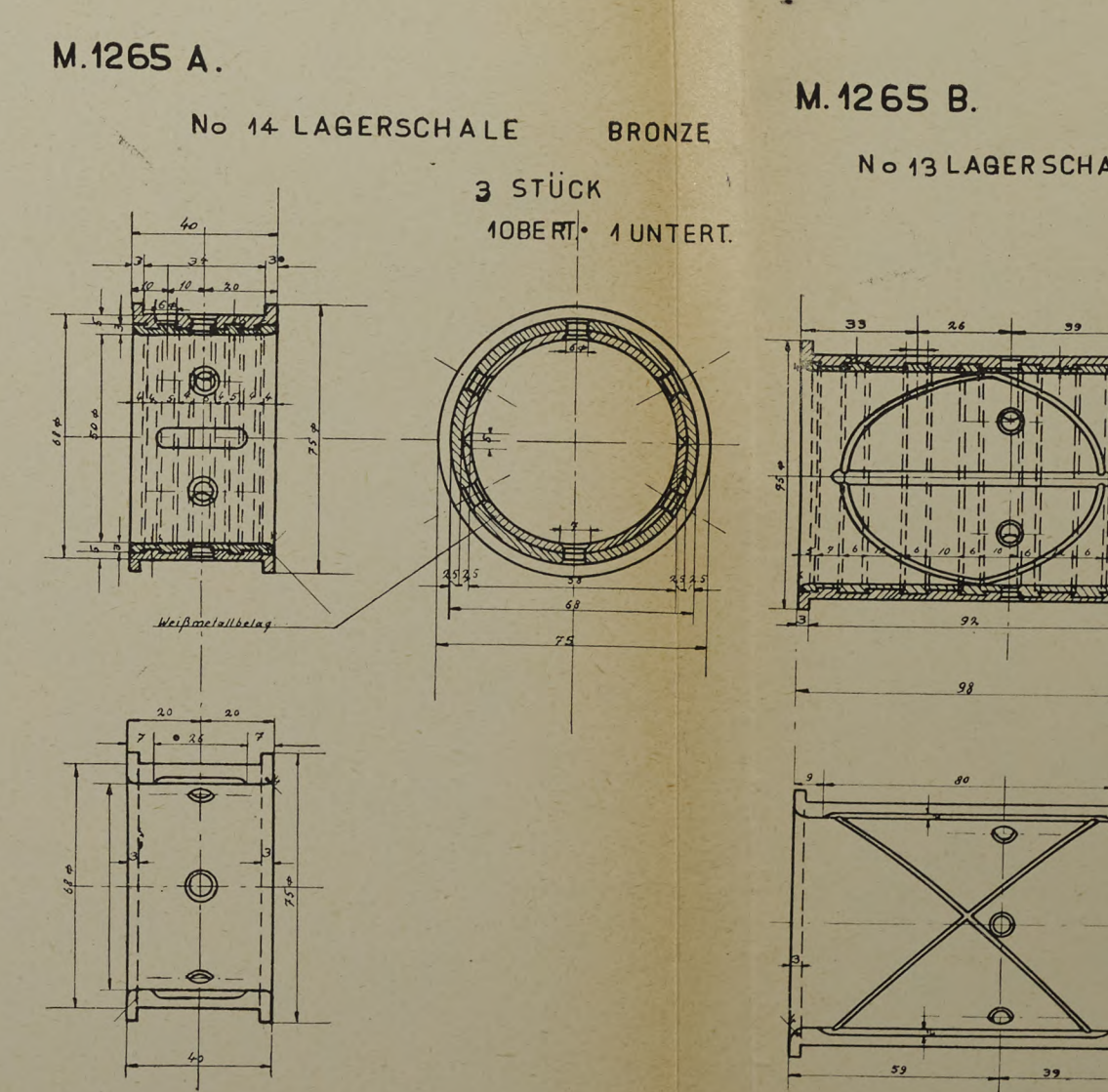
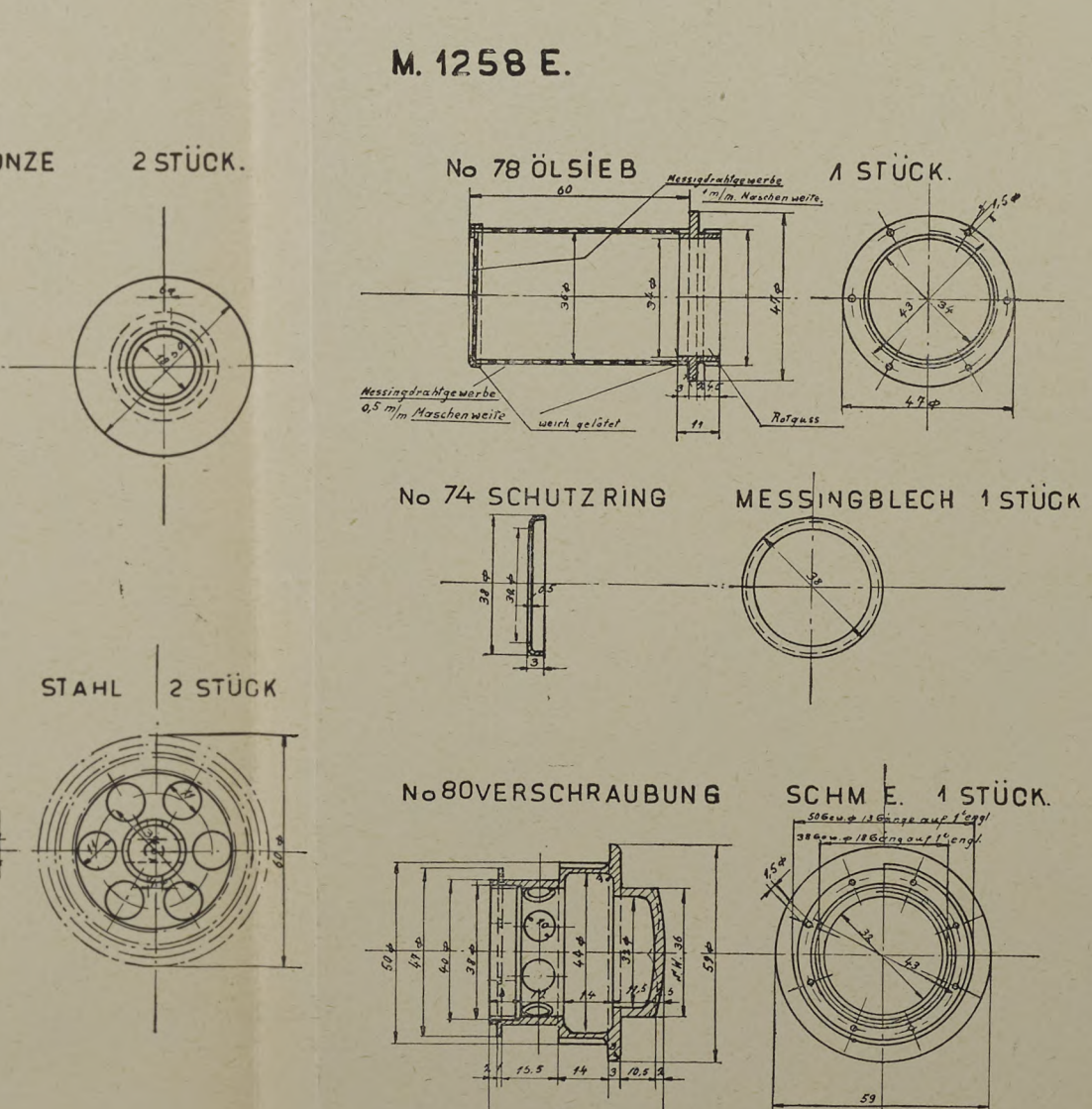
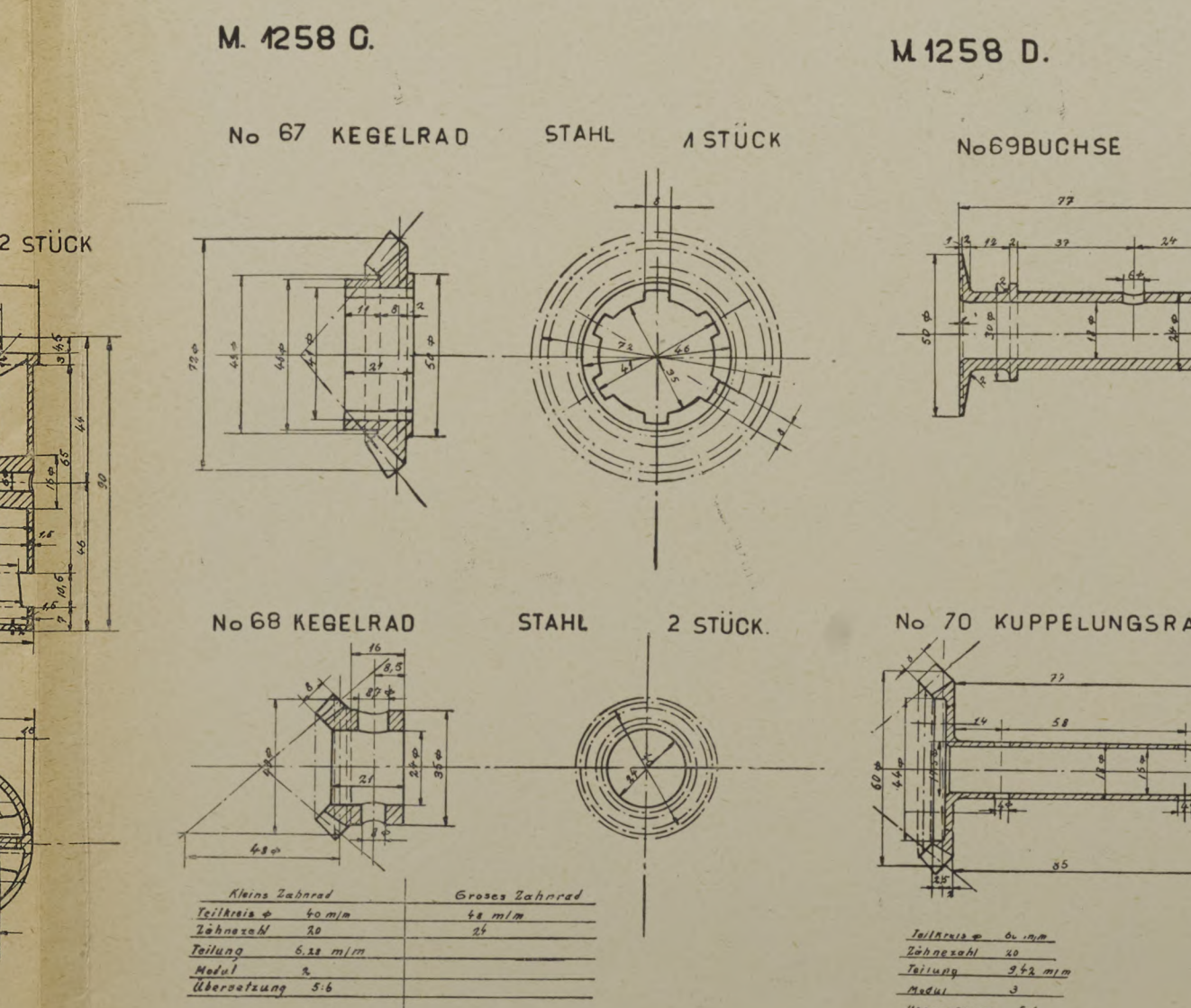
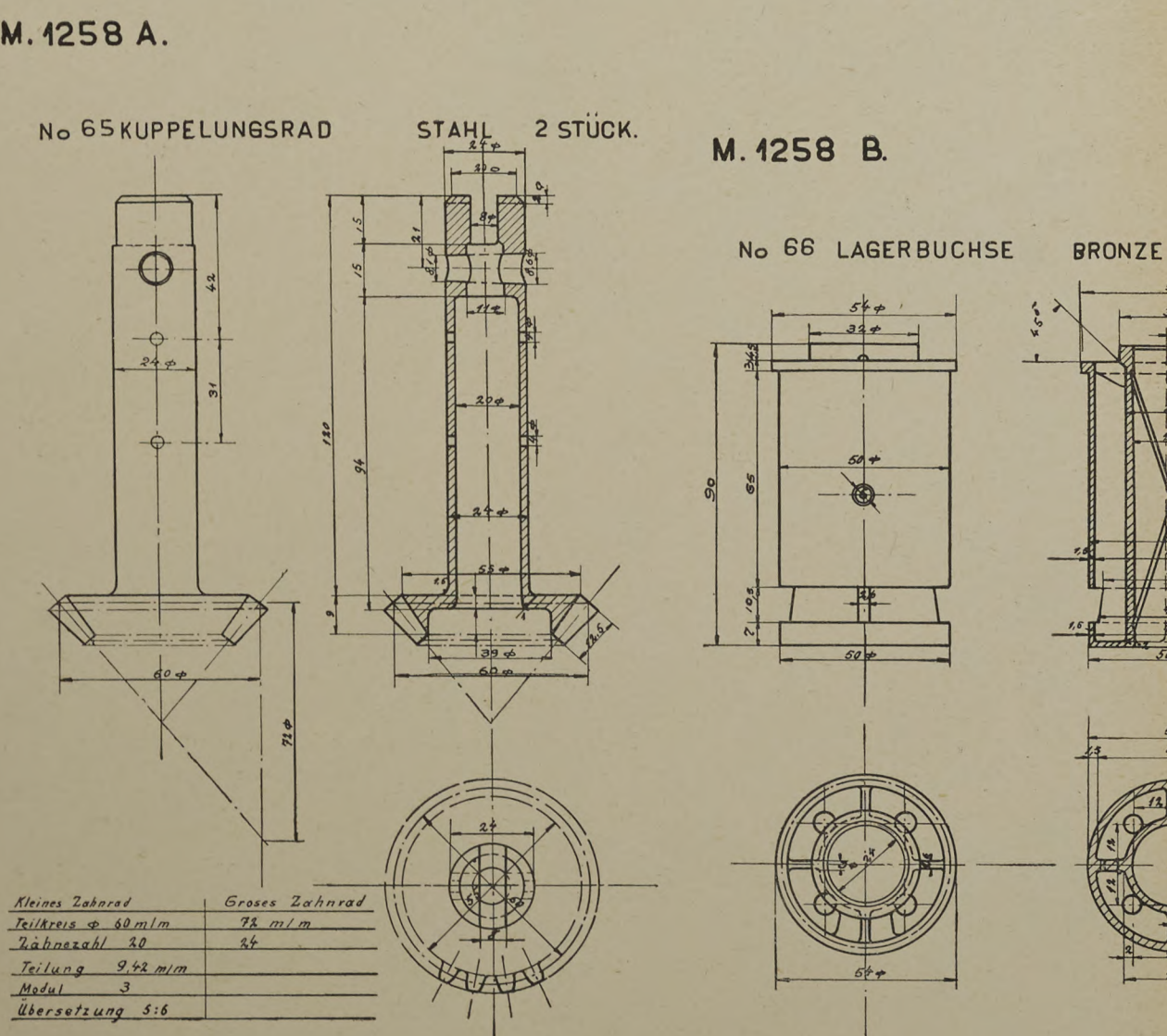
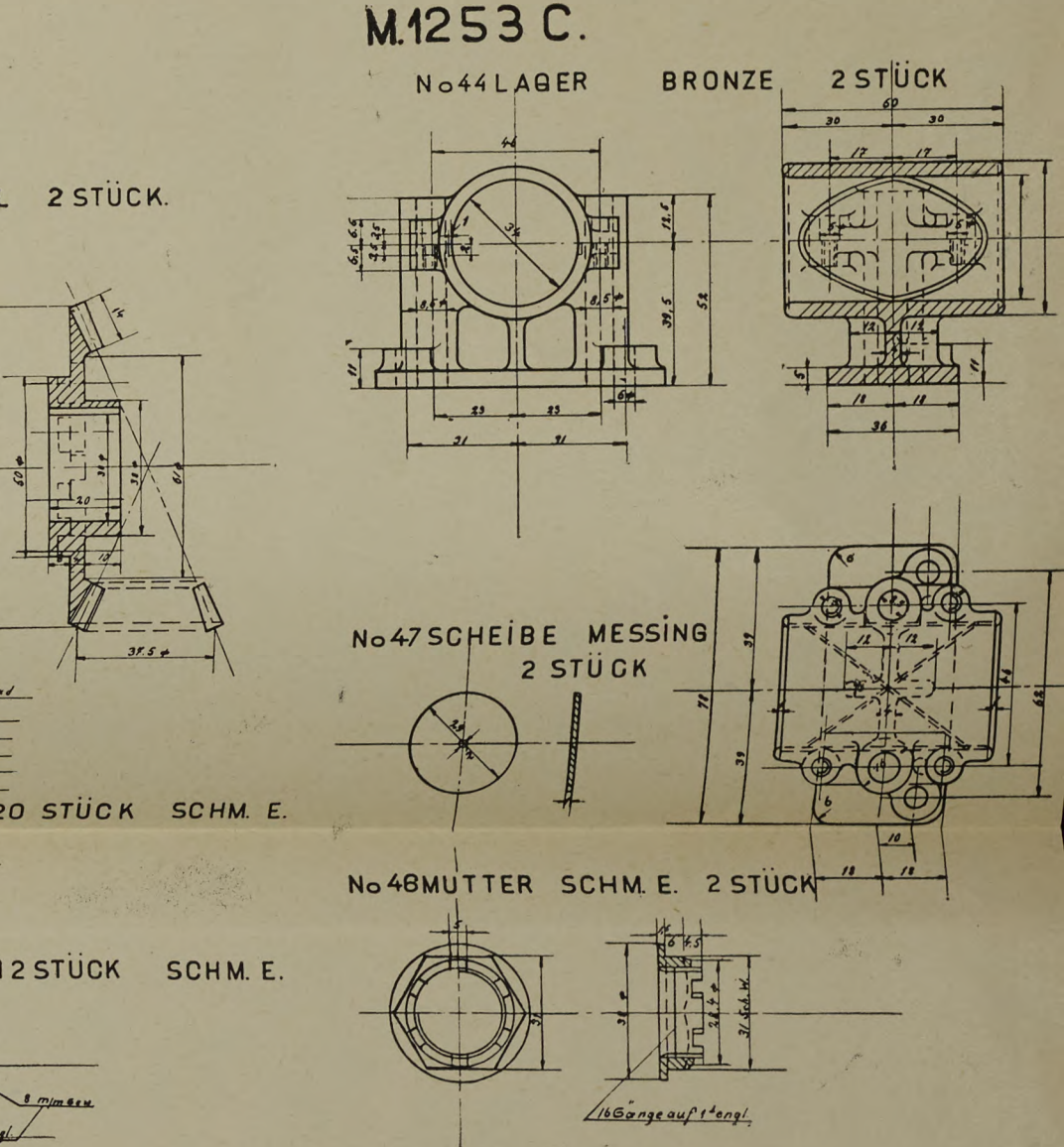
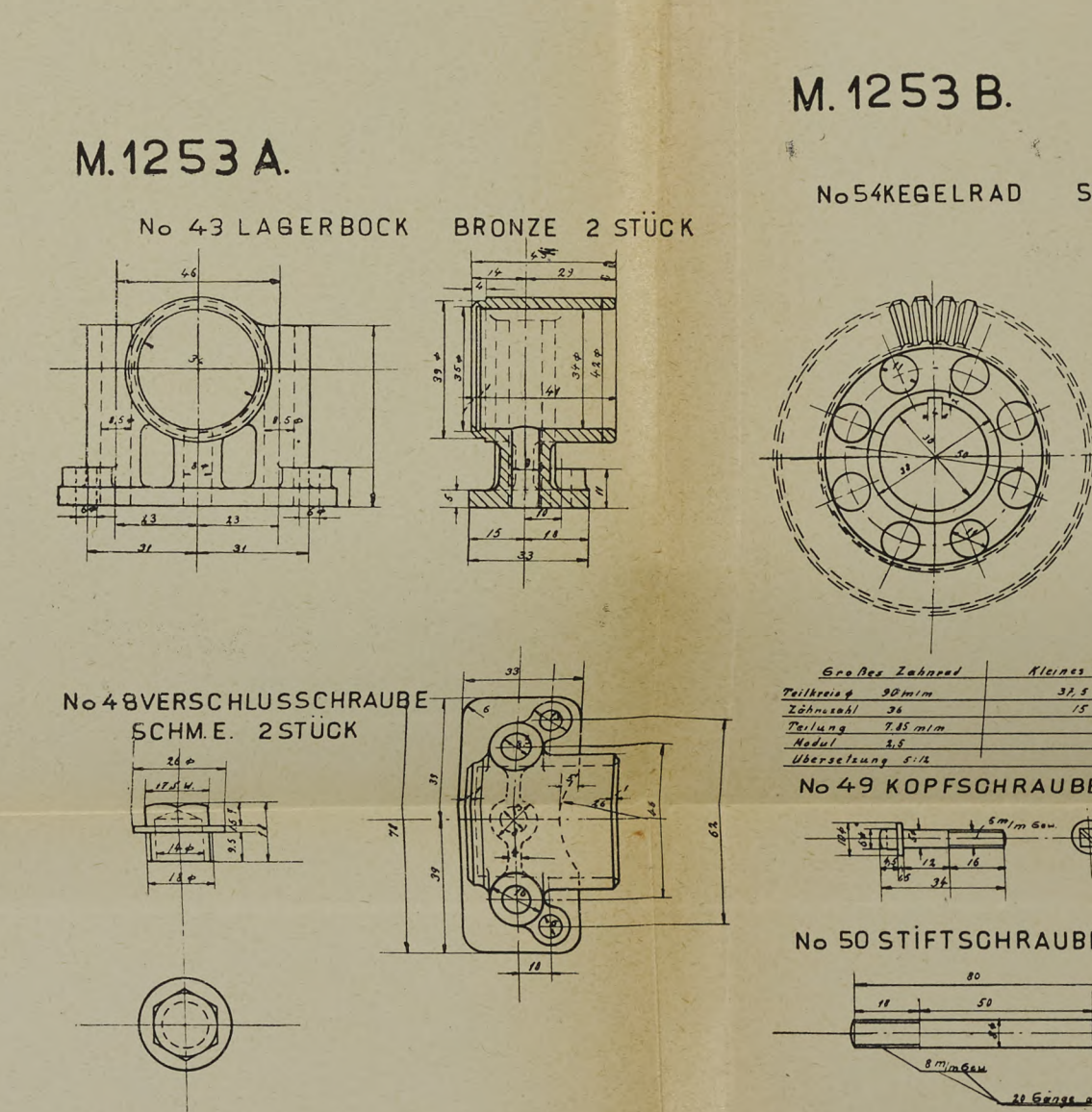
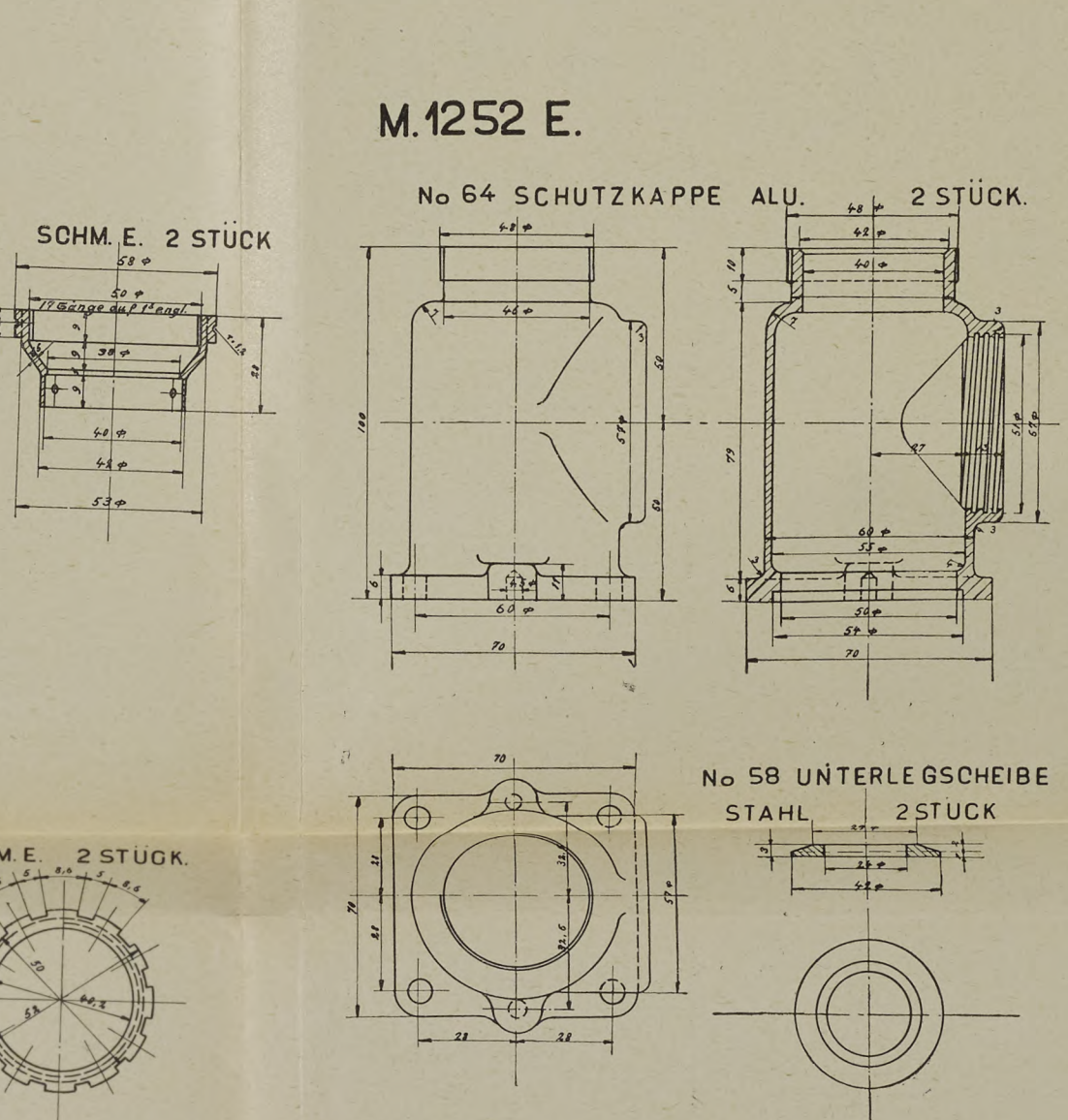
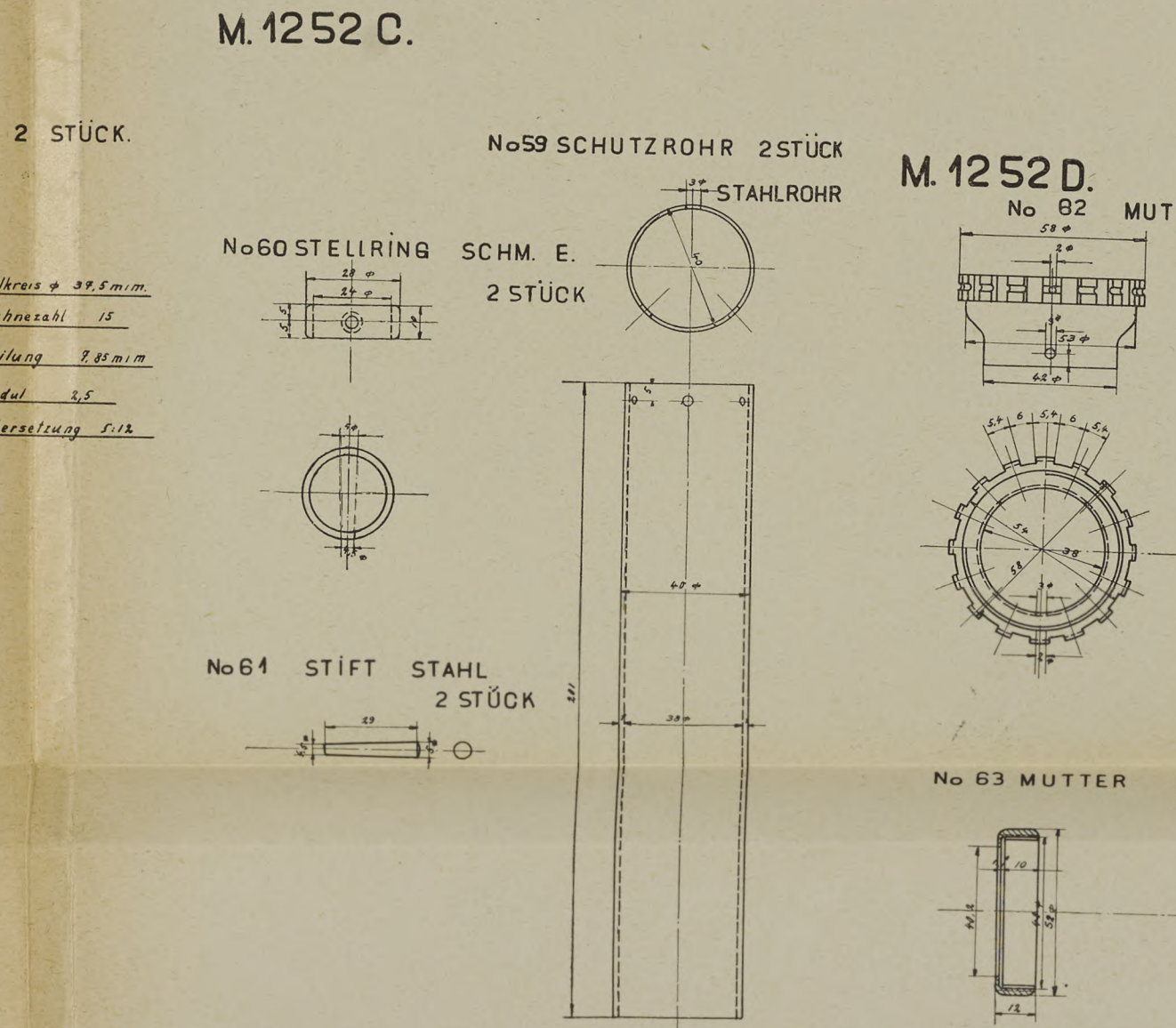
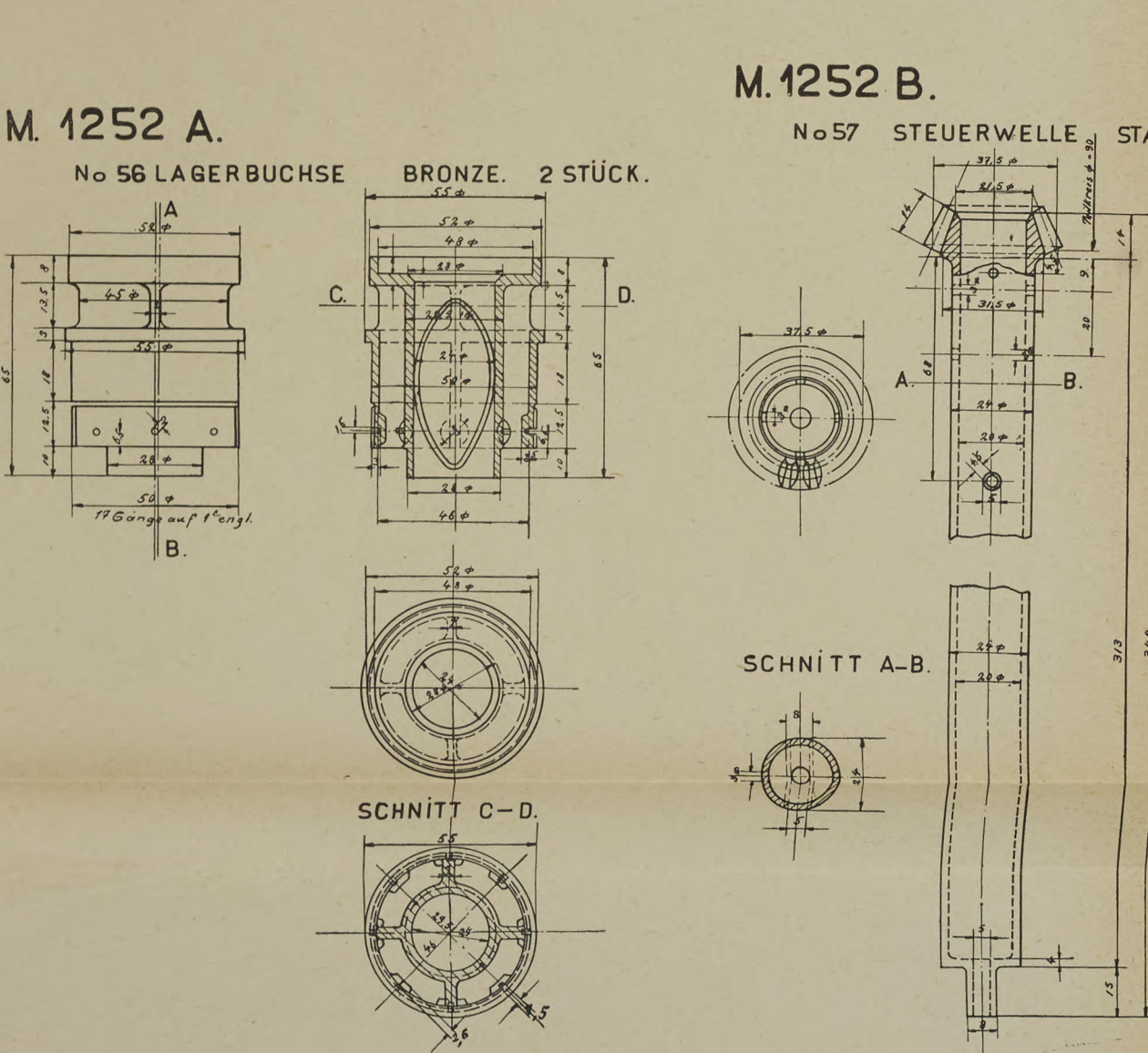
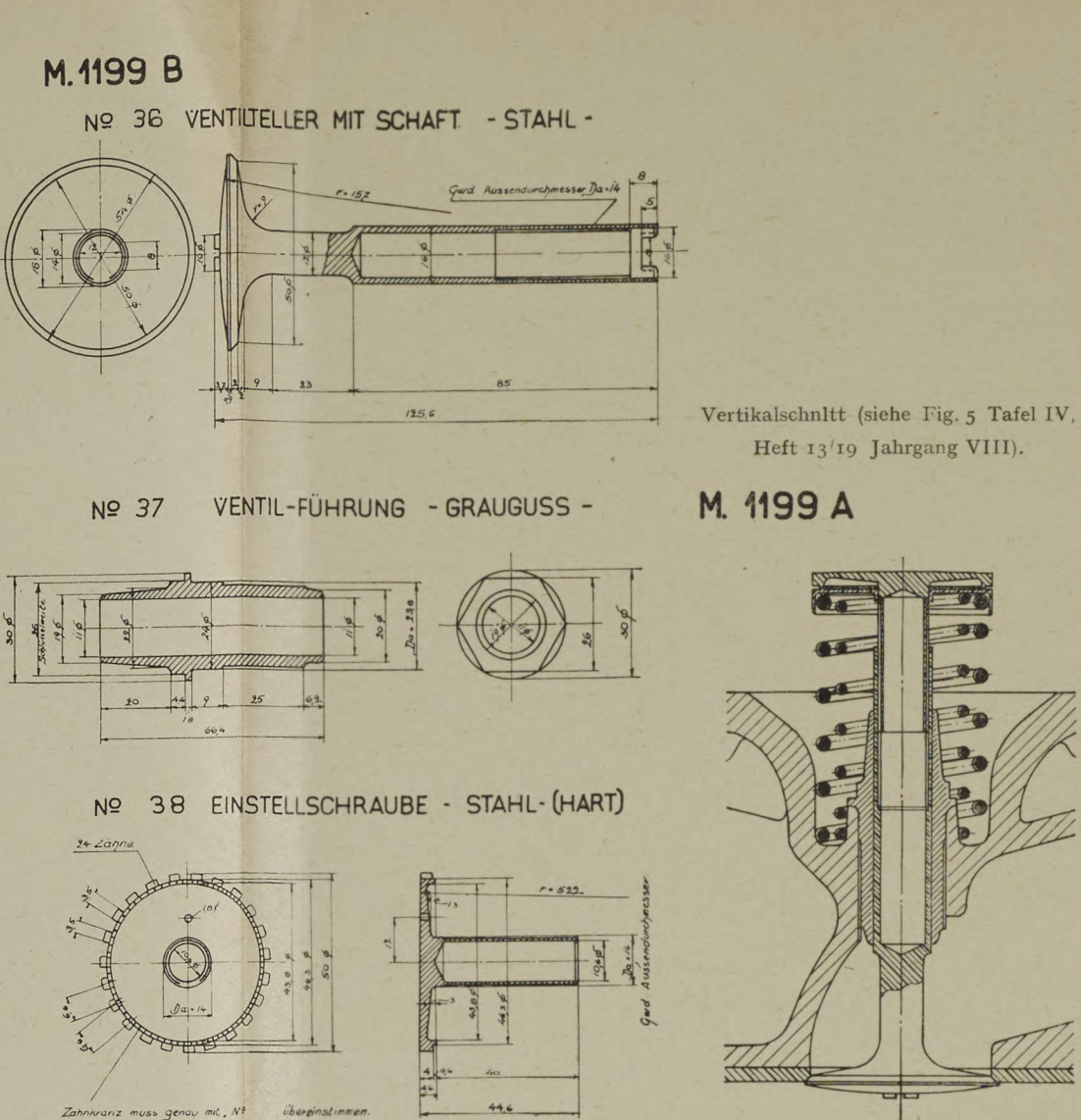
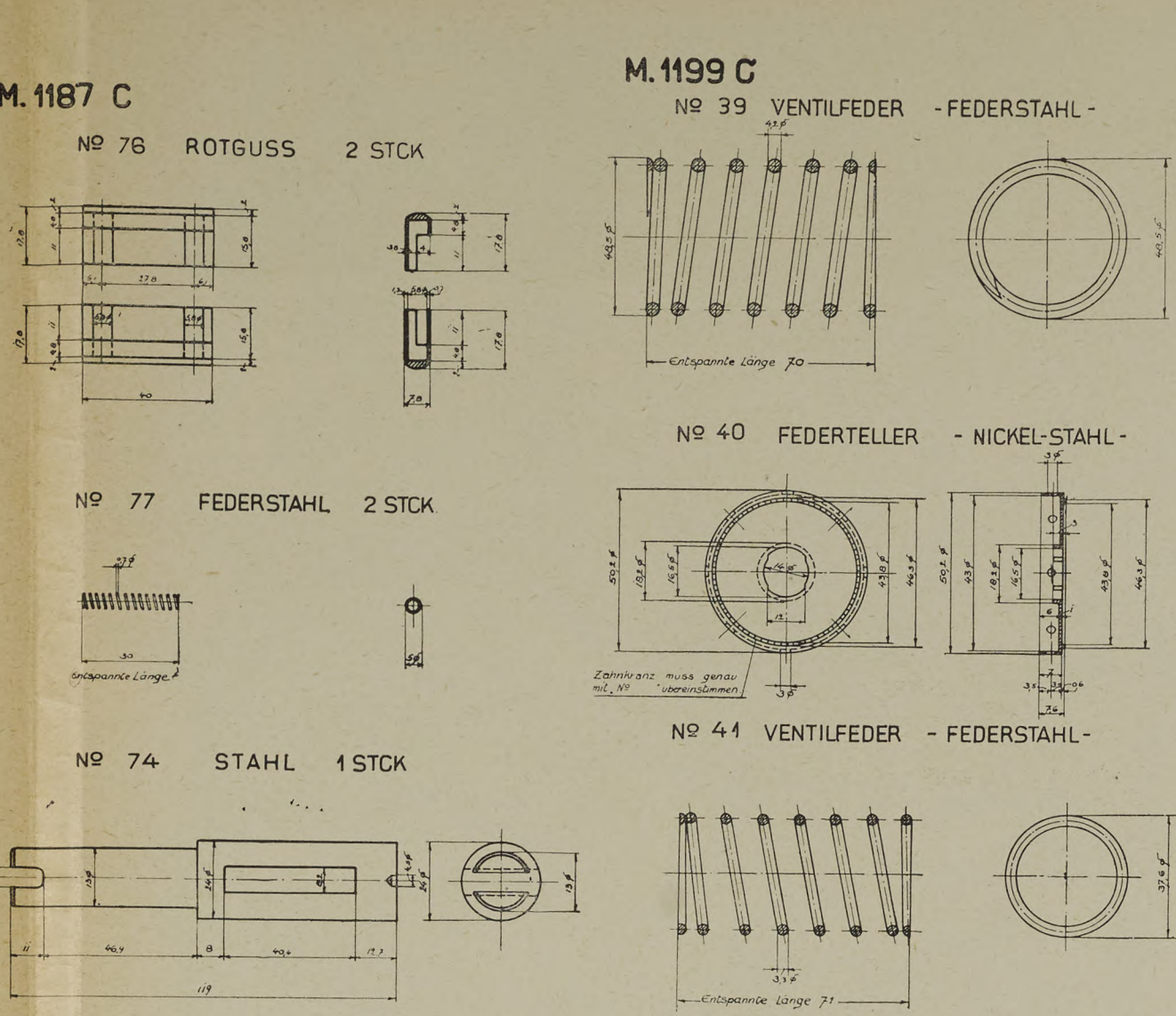
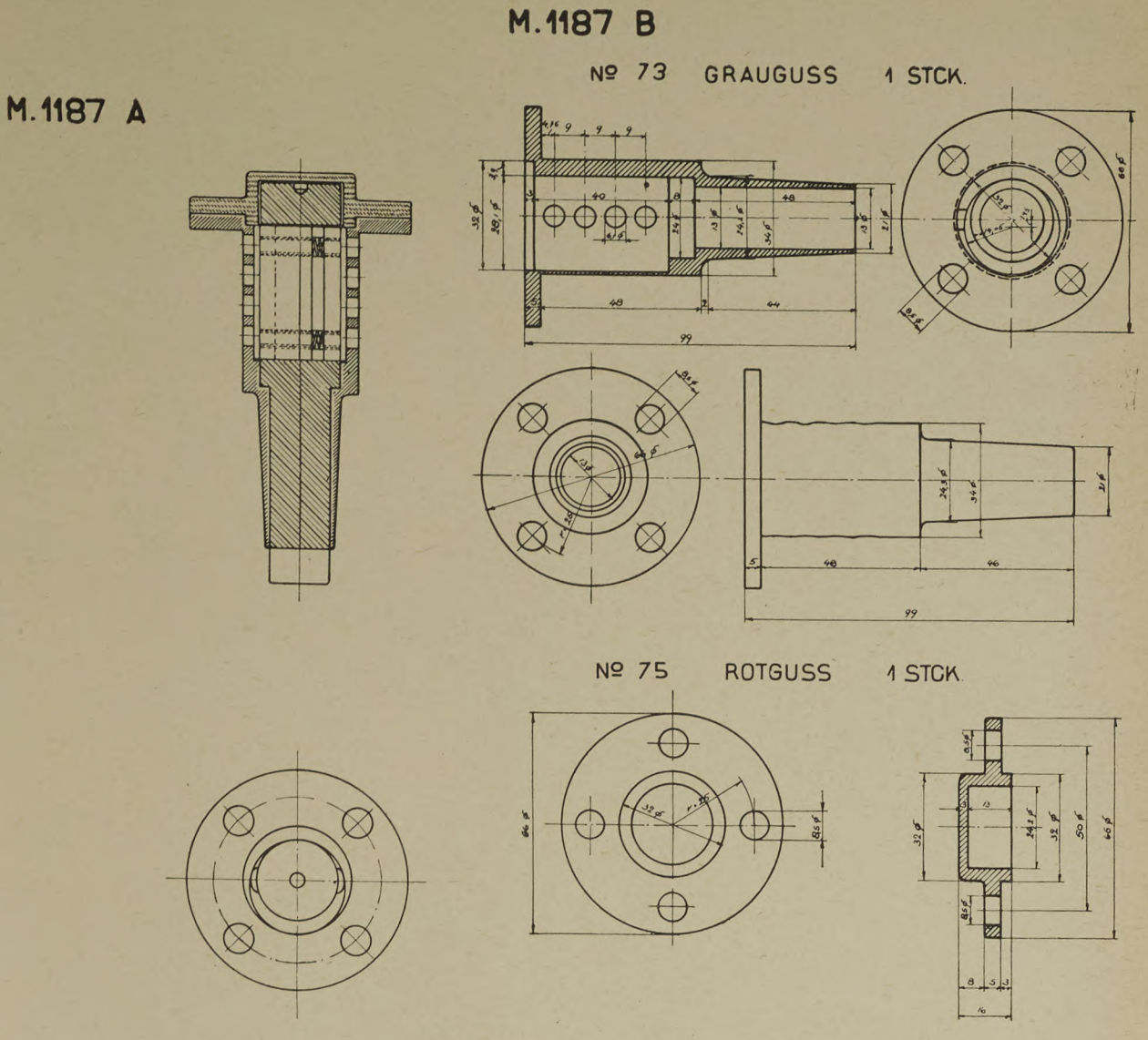
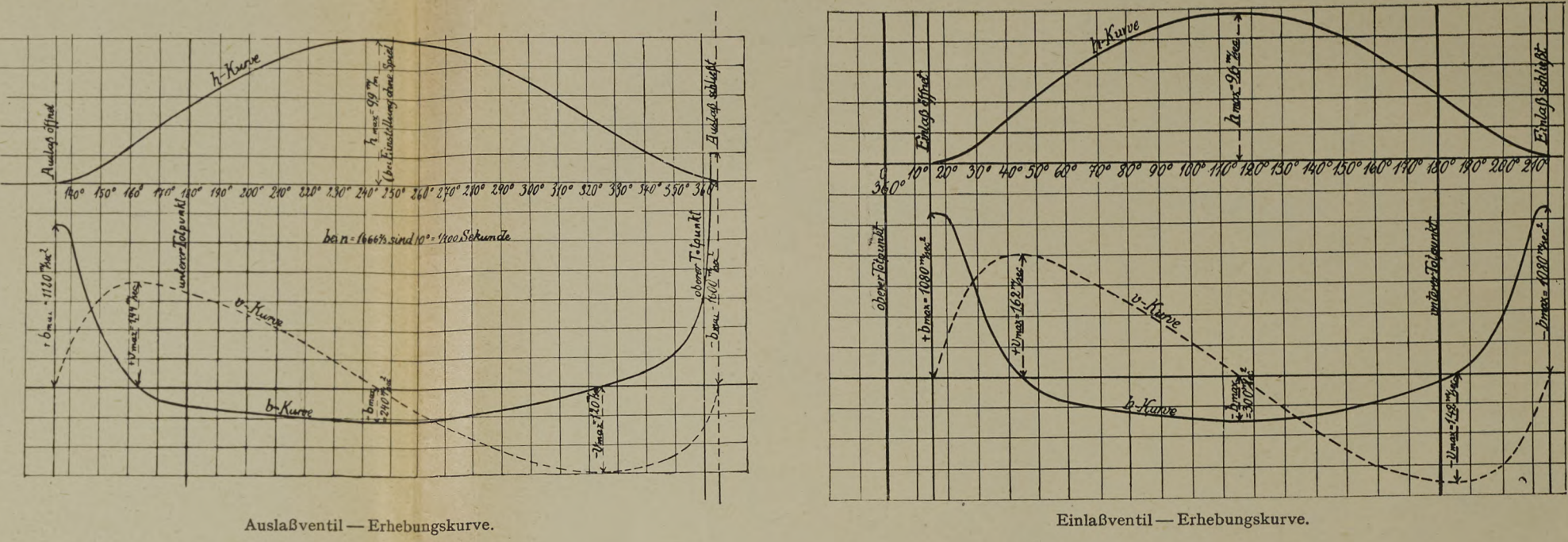


Tabelle 2.

21: 28 zähliges Getriebe des Hispano-Suiza-Motor 200 PS. Stückliste.

Lfd. Nr.	Merkmal		Bezeichnung	An- zahl	Material	Bemerkungen
	Zus.	Einz.				
1	1418	1430	Kurbelwelle	1	Stahl	mittelhart
2	1418	1430	Nutenkeil	1	"	
3	1418	1417	Zahnrad 21 Zähne	1	"	gehärtet
4	1418	1417	Zahnrad mit Welle 28 Zähne	1	"	"
5	1418	1417	Nutenkeil	1	"	
6	1418	1417	Schraube 5 Durchm. versenkt	1	Schmiedeeisen	
7	1418	1485	Kurbelgehäuse Oberteil	1	Aluminiumguß	
8	1418	1485	" Unterteil	1	"	
9	1418	1465	Getriebegehäuse Vorderteil	1	"	
10	1418	1493	Lagerbüchse	1	Bronze	
11	1418	1493	"	1	"	
12	1418	1493	"	1	"	
13	1418	1493	"	1	"	
14	1418	1493	Kugellager	2	Stahl	gehärtet, 60 Innendurchm., 110 Außendurchm.
15	1418	1493	"	1	"	" 62 " 110 "
16	1418	1493	"	1	"	" 40 " 90 "
17	1418	1493	Druck-Kugellager	1	"	" 52 "
18	1418	1493	Mutter 62 Gew.-Durchm.	1	"	ungehärtet
19	1418	1493	Zwischenring	1	"	mittelhart
20	1418	1493	Mutter 132 Gew.-Durchm.	1	"	ungehärtet
21	1418	1493	Sicherungsfeder	1	"	mittelhart
22	1418	1493	Mutter 112 Gew.-Durchm.	1	"	ungehärtet
23	1418	1493	Sicherungsschraube	1	Schmiedeeisen	3/8" Gew.-Durchmesser
24	1418	1493	"	3	"	6 mm Gew.-Durchmesser
25	1418	1486	Mutter 52 Gew.-Durchm.	1	Stahl	mittelhart
26	1418	1486	Verschraubung 25 Gew.-D.	1	Schmiedeeisen	
27	1418	1486	Mutter 35 Gew.-Durchm.	1	Stahl	ungehärtet
28	1418	1486	Verschraubung 12 Gew.-D.	1	Schmiedeeisen	
29	1418	1486	Sicherungsring 67 Durchm.	1	Stahldraht	2,5 Durchmesser
30	1418	1486	" 40 "	1	"	2,5 "
31	1418	1486	Öldüse	1	Schmiedeeisen	
32	1418	1486	Stiftschraube mit Mutter	4	"	115 mm lang
33	1418	1486	" " "	5	"	80 " "
34	1418	1486	Prisonstift	4	"	
35	1418	1386	Federring	9	Stahl	mittelhart
36	1418	1486	Splint	1	Schmiedeeisen	3 mm Durchmesser
37	1418	1494	Rahmen für Kühler	1	Aluminiumguß	mit Leder und Filzring

Die bisher erbeuteten Motoren waren mit Zenith- und Klaudelvergasern ausgerüstet. Die Wirkungsweise des Zenithvergasers darf als bekannt vorausgesetzt werden. Als besondere Eigentümlichkeit des Systems mit Rücksicht auf den Verwendungszweck als Flugzeugvergasers bedarf der Erwähnung lediglich die Vorrichtung für Höhenregulierung. Sie besteht aus einem Verbindungskanal der Düsenkammer mit dem Schwimmergehäuse. Die lichte Weite dieses Kanals ist durch ein Ventil von Hand verstellbar. Je größer der freigegebene Querschnitt ist, um so mehr wird der Unterdruck der Saugleitung auf das Schwimmergehäuse übertragen. Hierdurch kann die Benzinabgabe durch die Hauptdüse entsprechend der Luftdichte und der geringeren Zylinderfüllung in größeren Höhen verringert werden. Während die älteren Motoren, wie bereits erwähnt, auf eine normale Drehzahl von $n = 1400$ berechnet waren, wurde dieselbe bei den neueren Motoren auf $n = 2000$ erhöht.

Fig. 3a zeigt einen Vergaser, stammend von einem der ersten erbeuteten Hispano-Motoren, während Fig. 3b die neueste Ausführung wiedergibt. Entsprechend der wesentlich erhöhten Drehzahl von normal 1400 auf 2000 sind die Zuleitungen und Vergaserquerschnitte wie der Vergleich von Figur 3a und 3b schon äußerlich zeigt, vergrößert. Die Düsenquerschnitte wurden von 27 auf 42,4 erhöht, also fast um 150%. Dadurch ist es ermöglicht, daß der Abfall des mittleren Druckes, der in der Hauptsache den Ansaugventilen zuzuschreiben ist, nicht schon bei 1400, sondern erst bei 1900 Umdrehungen beginnt (s. Kurventafel Fig. 4). Hierbei beträgt die Ventilgeschwindigkeit bei 2000 Umdrehungen bereits 60 m. Da bei den in letzter Zeit erbeuteten Motoren die Verdichtungsverhältnisse immer höher wurden, füge ich eine Kurventafel bei, die den Einfluß der verschiedenen Verdich-

tungsverhältnisse auf die Leistung darstellt. In dieser Tafel sind vier verschiedene Hispano-Suiza-Motoren sowohl bezüglich ihrer Leistung als auch ihres mittleren Druckes verglichen. Die Vergaser älterer und neuerer Konstruktion unterscheiden sich, abgesehen von den bereits erwähnten Vergrößerungen der Querschnitte, auch in der Bauart. Die Drosselklappen sind ersetzt durch einen gemeinsamen Drosselschieber mit zwei nebeneinander liegenden Öffnungen (s. Fig. 7). Außerdem ist eine durch ein Ventil verstellbare Verbindung des abgeschlossenen Schwimmerraumes mit dem Düsenraum vorgesehen. Durch diese wird bezweckt, in größeren Höhen einen Unterdruck im Schwimmerraum hervorzurufen und dadurch den Benzinfluß zur Düse zu vermindern. Das Ventil liegt jetzt zwischen Drosselschieber und Schwimmergehäuse s. Fig. 6a und 6b).

Der Brennstoffverbrauch eines Motors mit dem Verdichtungsverhältnis $\frac{V_c + V_h}{V_c} = 4,0$ beträgt 240—250 g pro PS und Stunde.

Wie aus den Fig. 3 und 6—9 sichtlich ist, liegt auch abgesehen von der bereits erwähnten Vergrößerung der Querschnitte eine Änderung in der Bauart der neuen Vergaser vor.

Trotz des hohen mittleren Druckes bzw. des Verdichtungsverhältnisses von 4,9 ist der Verbrauch mit 240 bis 250 g/PS verhältnismäßig hoch gegenüber den deutschen Motoren.

Weitere Untersuchungsergebnisse hinsichtlich der Vergaserkonstruktionen der mittleren Arbeitsdrucke und der Brennstoffverbrauchszahlen an dieser Stelle zu veröffentlichen, erscheint z. Zt. aus naheliegenden Gründen nicht zweckmäßig.

Zündung.

Die Zündung wird betätigt durch zwei 8Zyl. SEV-Magnete. An diesen fällt besonders auf, daß der Anker feststeht, während um den Anker eine Kraftlinienleithülse rotiert. Sie erzeugt bei jeder Umdrehung 4 Zündfunken. Unterbrecher und Kondensator stehen ebenfalls fest. Die Nockenscheibe, ein mit acht Zähnen versehenes Rad, dreht sich mit halber Drehzahl der Leithülse und betätigt den Unterbrecherhammer. Der letztere erhält den Primärstrom durch eine besondere

Kabelzuleitung vom Anker her. Unterbrecher und Kondensator sind auf einer um die Nockenscheibe zentrisch drehbaren Platte angeordnet, um Früh- und Spätzündung zu bewirken. Der Hochspannungsstrom wird aus der Wicklung des feststehenden Ankers durch einen hartgummiisierten Stift abgeleitet, der an seinem Ende eine Scheibe trägt, die mit der Schutzkapsel die Sicherheitsfunkenstrecke bildet. Der Hochspannungsstrom wird durch Kabel der Verteilerscheibe zugeführt. Versieht man die Zylinder des Motors mit der

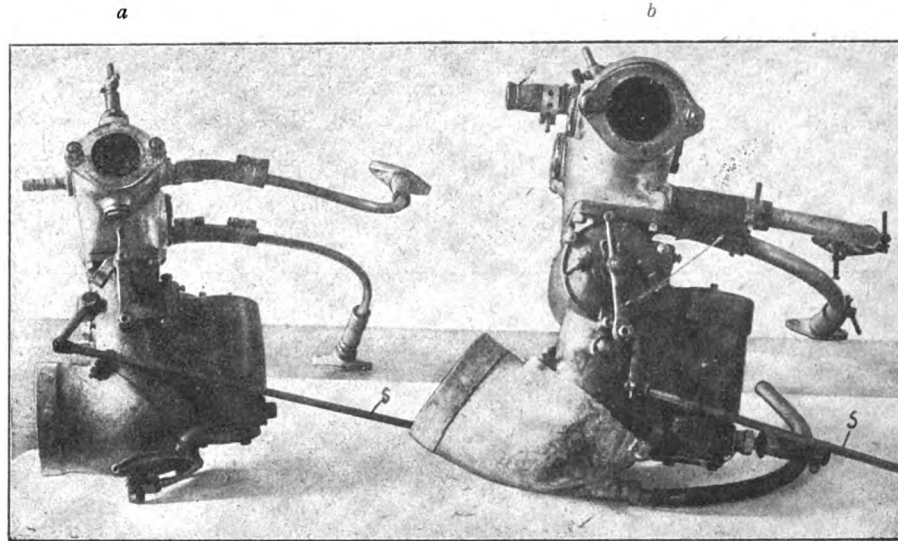


Fig. 3. a alter und b neuer Vergaser vom Hispano-Suiza-Motor.

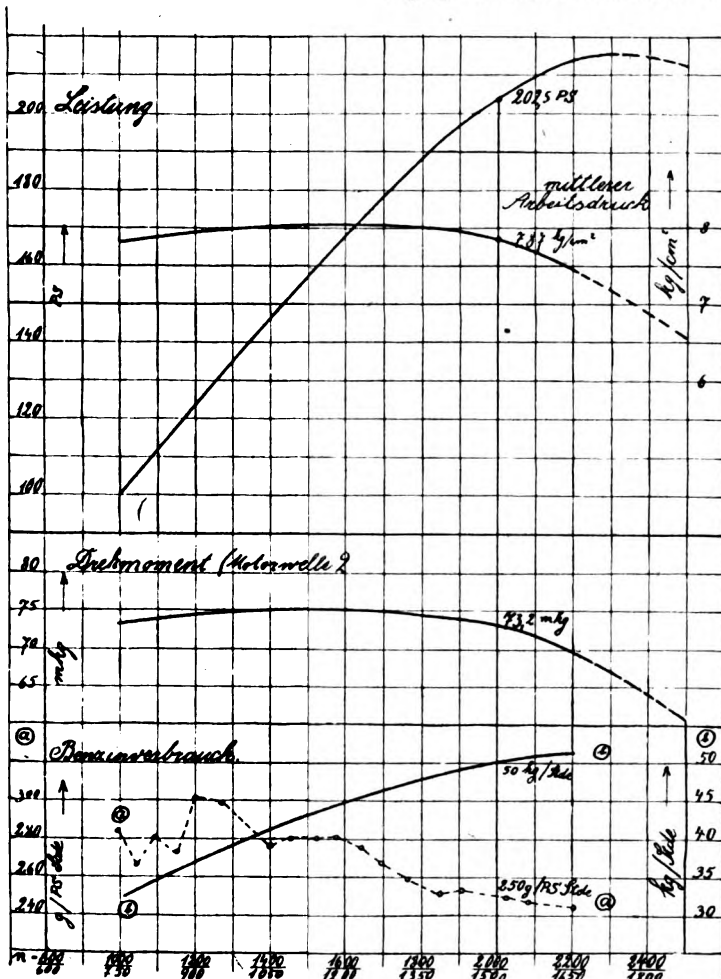


Fig. 4. Vergleich der Leistungskurven im alten und neuen Hispano-Suiza-Motor.

a—a Benzinverbrauch pro PS/Std.
b—b Benzinverbrauch pro kg/Std.

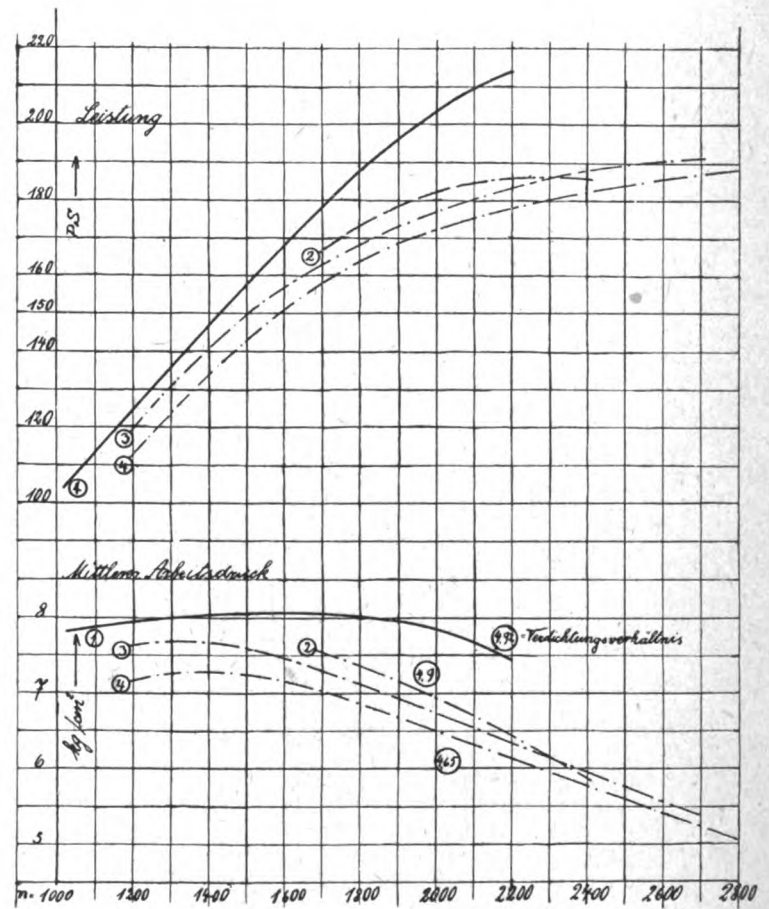


Fig. 5.

Vergleich von 4 Motoren.

Oben: Leistungskurve, unten: mittlerer Arbeitsdruck und Verdichtungsverhältnis.

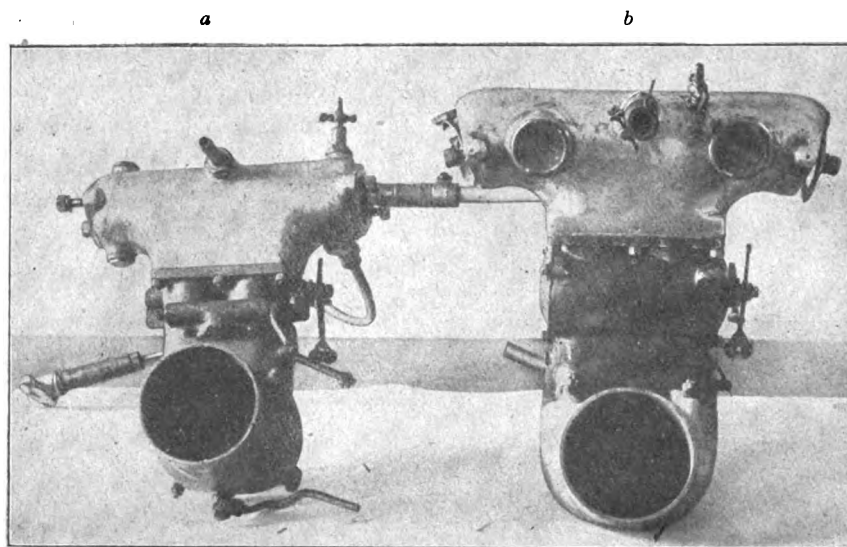


Fig. 6. (a) alter und (b) neuer Vergaser des Hispano-Suiza-Motors.

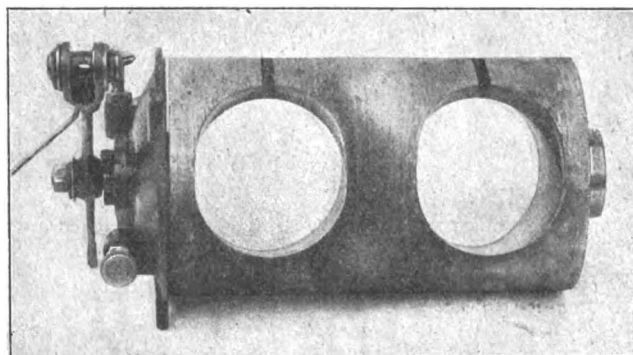


Fig. 7. Drosselschieber des Hispano-Suiza-Motors.

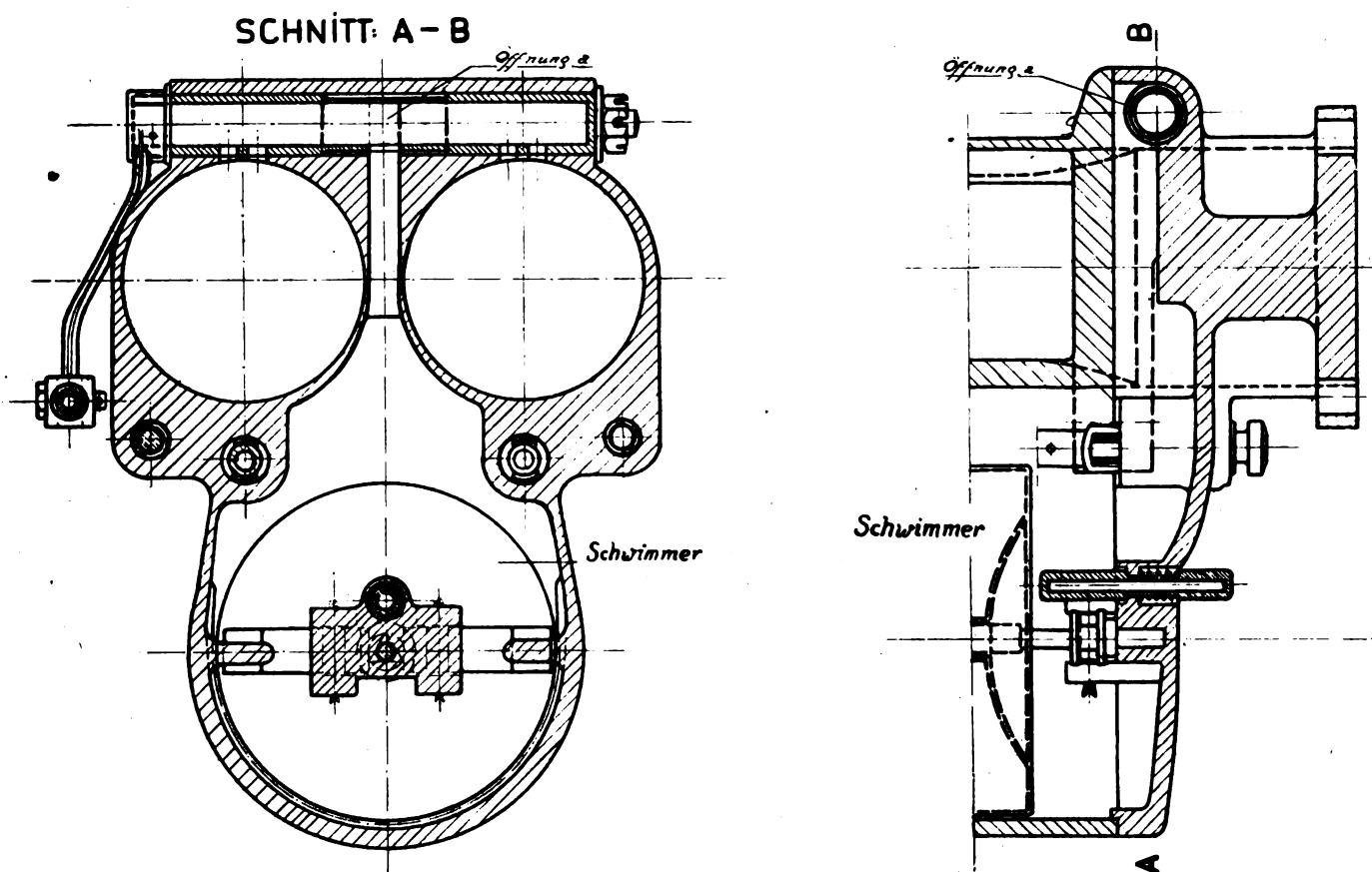


Fig. 8 und 9. Schnitt durch den neuen Vergaser des Hispano-Suiza-Motors.

in Fig. 10 angegebenen Numerierung, so ist die Zündfolge: 16354728.

Der linke Magnet betätigt die äußeren, der rechte die inneren Kerzenreihen. Einer der ersten erbeuteten Hispano-Suiza-Motoren besaß keine Zündmomentverstellung, dafür war jedoch der linke Magnet auf nur 4 mm Frühzündung.

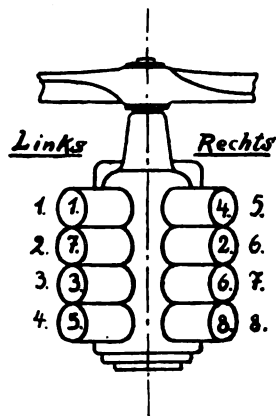


Fig. 10. Zündfolge beim Hispano-Suiza-Motor.
(1, 6, 3, 5, 4, 7, 2, 8).

der rechte hingegen auf 10 mm Frühzündung eingestellt. Angelassen wurde der Motor nur mit dem linken Zündapparat und erst nach Inbetriebsetzung konnten beide Magnete eingeschaltet werden. Der Antrieb der Magnetapparate erfolgte bei den getriebelosen Motoren unmittelbar von der vertikalen Antriebswelle der Nockenwelle (s. Fig. 10), bei den mit Getriebe versehenen Motoren, wie aus Fig. 11 ersichtlich, durch ein besonderes Schraubenräderpaar.

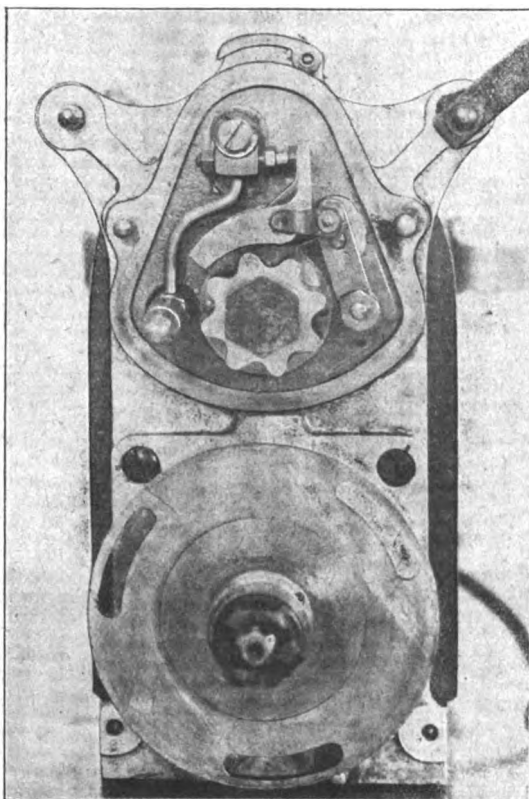


Fig. 11. Zündmagnet.

Kühlung.

Die Art des Wasserkreislaufs ergibt sich aus Fig. 12.

Die Leistung der Kühlwasserpumpe, einer Zentrifugalpumpe normaler Konstruktion, bei verschiedenen Drehzahlen ist aus Fig. 13—15 ersichtlich.

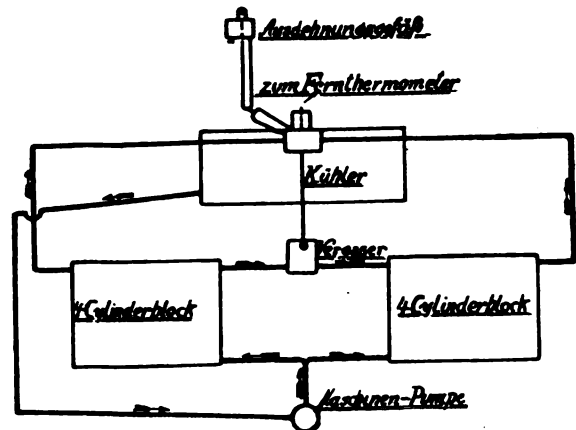


Fig. 12. Schema des Wassenumlaufs.

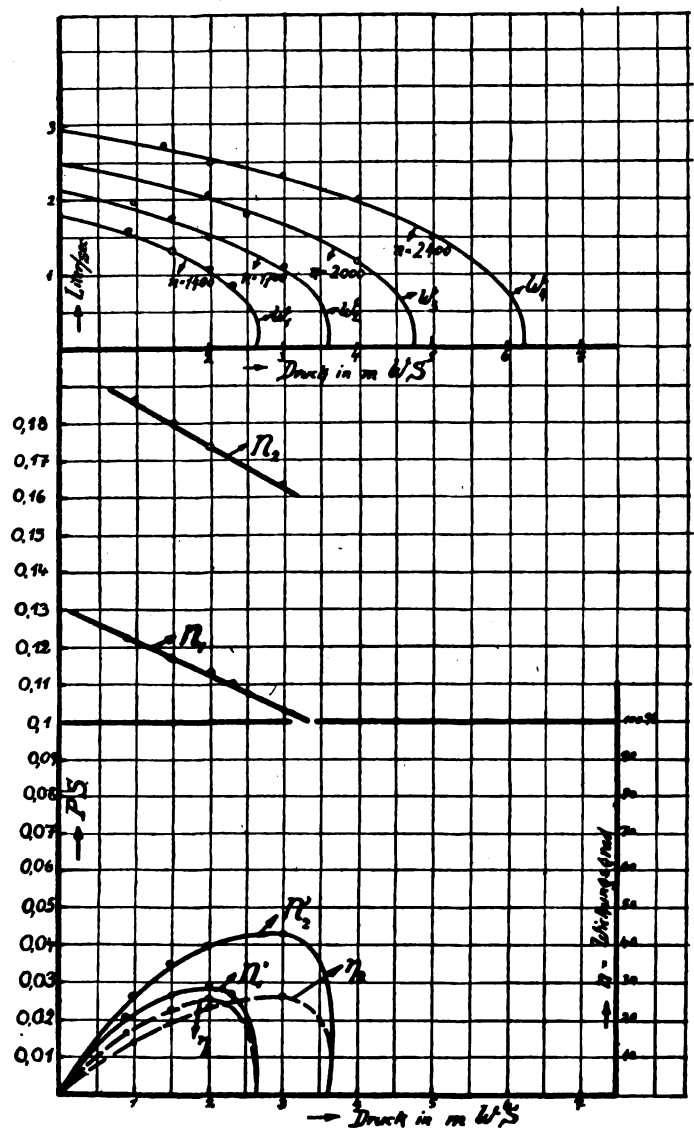


Fig. 13. Leistung der Kühlwasserpumpe eines 140 PS-Hispano-Suiza-Motors.

Wassermenge W_1 bis W_4 bei verschiedenen Drehzahlen und wechselndem Druck,

n_1, n_2 = mechanischer Leistungsverbrauch,

n'_1, n'_2 = hydraulischer Leistungsgewinn

$$\eta = \frac{n'}{n} = \text{Wirkungsgrad.}$$

Zur Messung der Temperaturen ist in den Kreislauf des Kühlwassers von den Zylindern zum Kühler ein kleines zylindrisches Metallgefäß eingeschraubt, welches durch ein

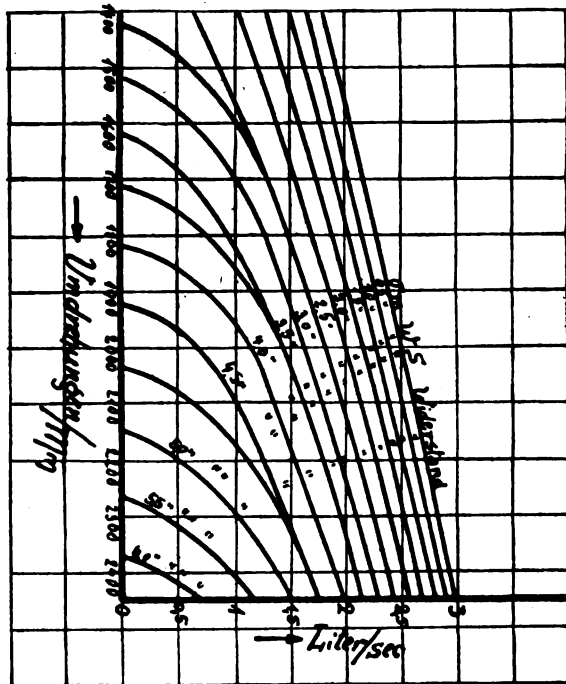


Fig. 14.

schwaches Kupferrohr mit sehr geringer lichter Weite mit einem Druckmanometer am Führersitz verbunden ist. Das Gefäß enthält eine Flüssigkeit von sehr niedrigem Siedepunkt (Schwefeläther, Schwefelkohlenstoff usw.). Entsprechend der Zunahme der Temperatur ändert sich nun während des Be-

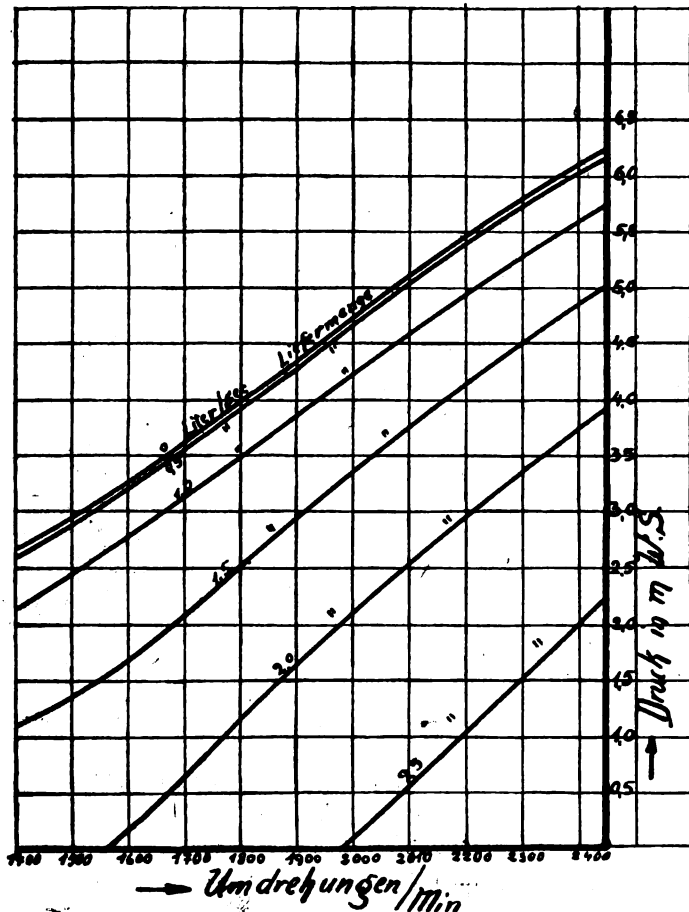


Fig. 15.

triebes der Dampfdruck dieser Flüssigkeit. Die jeweilige Spannung wird durch das Druckmanometer am Führersitz angezeigt. Auf der Skala des Manometers sind nicht die Drücke, sondern als Funktionen derselben die zugehörigen Temperaturen markiert. (Fig. 16).

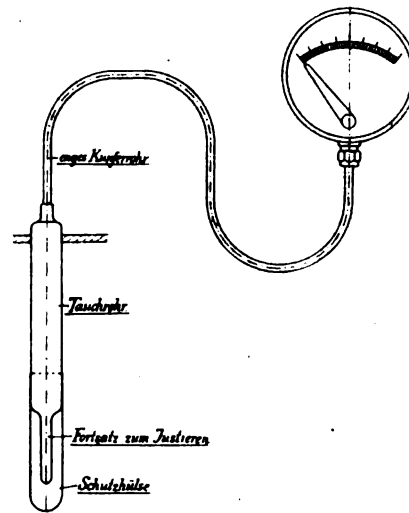


Fig. 16. Fernluftthermometer zum Kühler des Hispano-Suiza-Motors.

Das Instrument wird empirisch geeicht.

Wie aus Fig. 17 und 18 ersichtlich, ist der Kühler als Ringkühler ausgebildet zwischen den vordersten Zylindern und der Propellerdrehebene untergebracht. Eine teilweise Abdeckung des Kühlers zur Erhöhung der Kühlwassertemperatur kann durch ein vom Führersitz von Hand verstellbares Drehklappensystem bewirkt werden.

Schmierung.

Die Konstruktion der außerordentlich einfachen Ölpumpe ist aus Taf. I ersichtlich. Die Pumpe ist mit der Kurbelwelle im Verhältnis 24/20 übersetzt, macht also bei $n = 1600$ der Kurbelwelle 1920 Umdrehungen. Die Fördermenge bei dieser Drehzahl beträgt 17,3 l in der Minute. Der

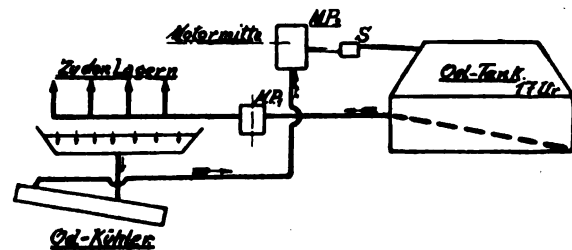


Fig. 19. Schema des Ölkreislaufs.

MP₁, MP₂ = Ölpumpen; S = Ölreiner.

Ölkreislauf ergibt sich aus Fig. 19. Zur Rückkühlung des Öles dient ein besonderer in Fig. 20 dargestellter, unter dem Flugzeugrumpf befestigter Ölkühler.

Die Ölpumpe ist eine einfache Rundlauf-Schieberpumpe. Die Schmierung ist eine reine Umlaufschmierung ohne Frischölzusatz. Die Ölpumpe an einem neueren Hispano-Suiza-Motor ist zum Triebwerk im Verhältnis 1:1,5 übersetzt. Ihre Fördermenge beträgt bei 2100 Umdrehungen, entsprechend $n = 1400$ des Motors 417 l/St = rd. 7 l in der Minute.

Maschinengewehr-antrieb.

Die Beeinflussung des Maschinengewehrs erfolgte bei diesem Motor nicht wie bei einigen anderen pneumatisch, sondern mechanisch durch Nocken an der Steuerwelle (s. Fig. 14 Tafel VIII Heft 17/18, Jahrgang VIII). Da die Steuerwelle bei $n = 2000$ des Motors 1000 Umdrehungen macht und die zweiflügelige Luftschraube $2 \times 1500 = 3000$ mal

in der Minute vorbeistreicht, so ist die Steuerwelle mit drei Nocken versehen. Die Höchststellung des Nockens entspricht dem Augenblicke, in welchem der Flügel soeben an der MG-Achse vorbeigestrichen ist, wie sich bei der Untersuchung im Flugzeug ergab. Durch den Antrieb des Maschinengewehr unmittelbar von der Steuerwelle aus ohne Zwischenräder wird ein einfaches Übersetzungsverhältnis der Schraube 3:4 (oder 1:2) notwendig. Eine Propelleruntersetzung vermittelt Zahn- rädern, deren Zahnzahlen relative Primzahlen sind, ist nur anwendbar, wenn der Antrieb des M. G. von der Schraubenwelle aus geschieht. Tatsächlich hat ein anderer Beutemotor, welcher die Zahnzahlen 24/41 im Getriebe besitzt, pneumatischen Maschinengewehrtrieb von der Schraubenwelle aus.

Motor-Gewicht.

Zum Schluß sei mir noch außerhalb des sonstigen Zusammenhanges gestattet, in Kürze einige Angaben über einen der zuletzt erbeuteten Motore hinsichtlich seines Gewichtes usw. zu geben.

Gewicht der Motors mit Getriebe (ohne Nabe)	217 kg
Gewicht des Wasserinhaltes	21,5 "
Gewicht des Ölinhaltes (bis oberen Kontrollstutzen 151 = 13,5 kg)	13,5 "
	<hr/> 252,0 kg

Gewicht des Kühlers (ohne Wasser) einschließlich Verschalung und Abdeckung	33,5 kg
Gewicht des Wasserinhaltes	10,8 "
Somit Gesamtgewicht	44,3 kg
	<hr/> 296,3 kg oder rund 300 kg.

Gewicht für 1 PS:

für Motor allein	$\frac{252}{200} = 1,26 \text{ kg/PS}$
mit Kühler	$\frac{300}{200} = 1,5 \text{ "$

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

- 420, 5. M. 61674. Fliehkraft-Tachometer. Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4. A. 7. 8. 15. E. 24. 3. 18.
 46c, 25. K. 63547. Sicherheitsandrehkurbel für Explosionsmotoren. Heinrich Kaupp, Aschaffenburg. A. 28. 1. 17. E. 9. 3. 18.
 46a, 23. Sch. 46499. Verbundverbrennungsmotor mit Laufrädern. Alfred Schroeder, Fürstenwalde a. Spree. A. 13. 3. 14.
 46c, 28. U. 6200. Dynamomotor zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen. U. S. Light & Heat Corporation Niagara Falls, Niagara County, New York, V. St. A.: Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A. 20. 1. 17. E. 1. 4. 18.
 77h. K. 61161. Bombenabwurfvorrichtung. A. 10. 9. 17.

Patenterteilungen.

- 42b. 674873. Meßinstrument zum Messen der We-
 längen auf Landkarten. Heinrich Büscher, Wiesbaden,
 Mauritiuspl. 2. 31. 12. 17. B. 78341.
 42c, 674771. Steuerkursmesser für Luftfahrzeuge. Dr.
 Johannes Braun, Höchst a. M. 4. 11. 16. B. 75961.
 42c, 39. 304615. Einrichtung für Luftfahrzeuge zum
 Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrich-
 tungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die an-
 dere Richtungsänderungen anzeigt. Hermann Burkardt,
 Seemoss b. Friedrichshafen a. B. 1. 2. 16. B. 80996.
 42c, 41. 304468. Kursdreieck für Luftfahrzeuge mit
 unmittelbarer Ablesbarkeit des Kompaßkurses. Dr.-Ing. Hans
 Georg Bader, Berlin, Stübgenstr. 8. 21. 1. 17. B. 83176.

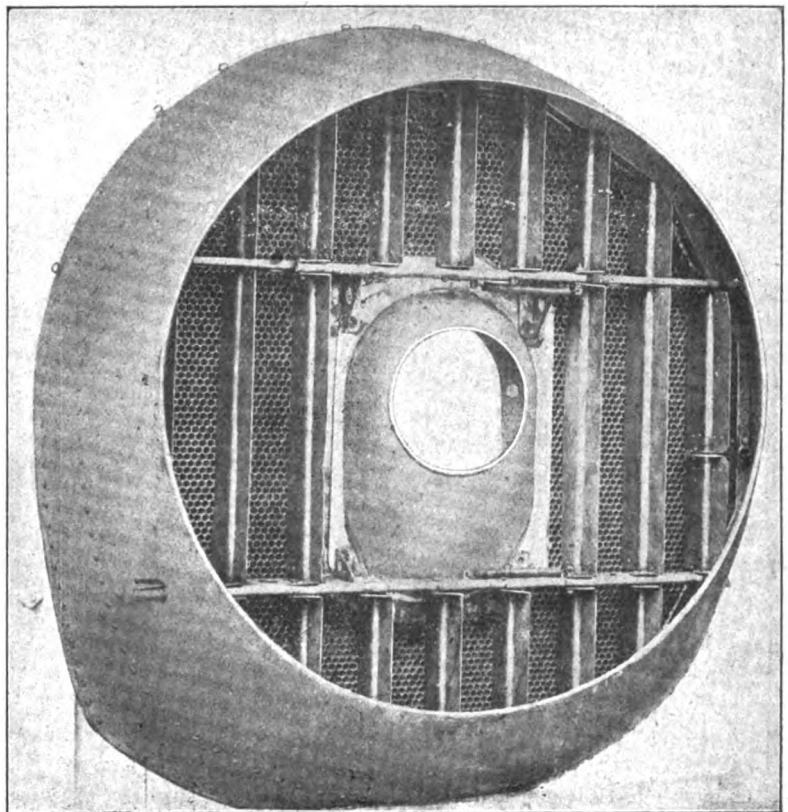


Fig. 17. Kühler (Vorderansicht).

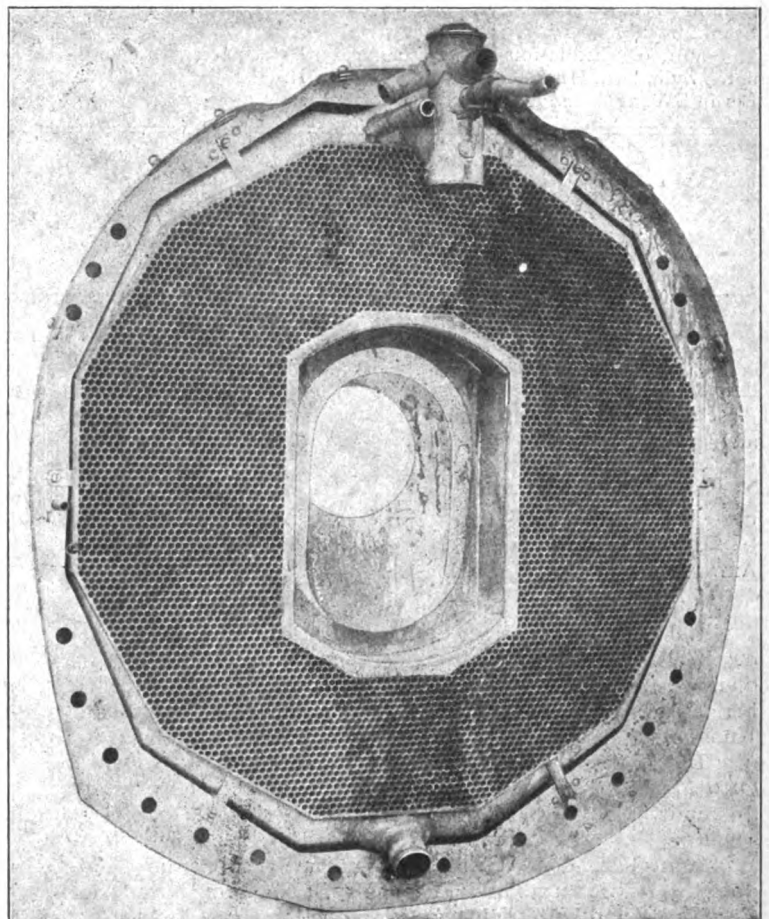


Fig. 18. Kühler (Rückansicht).

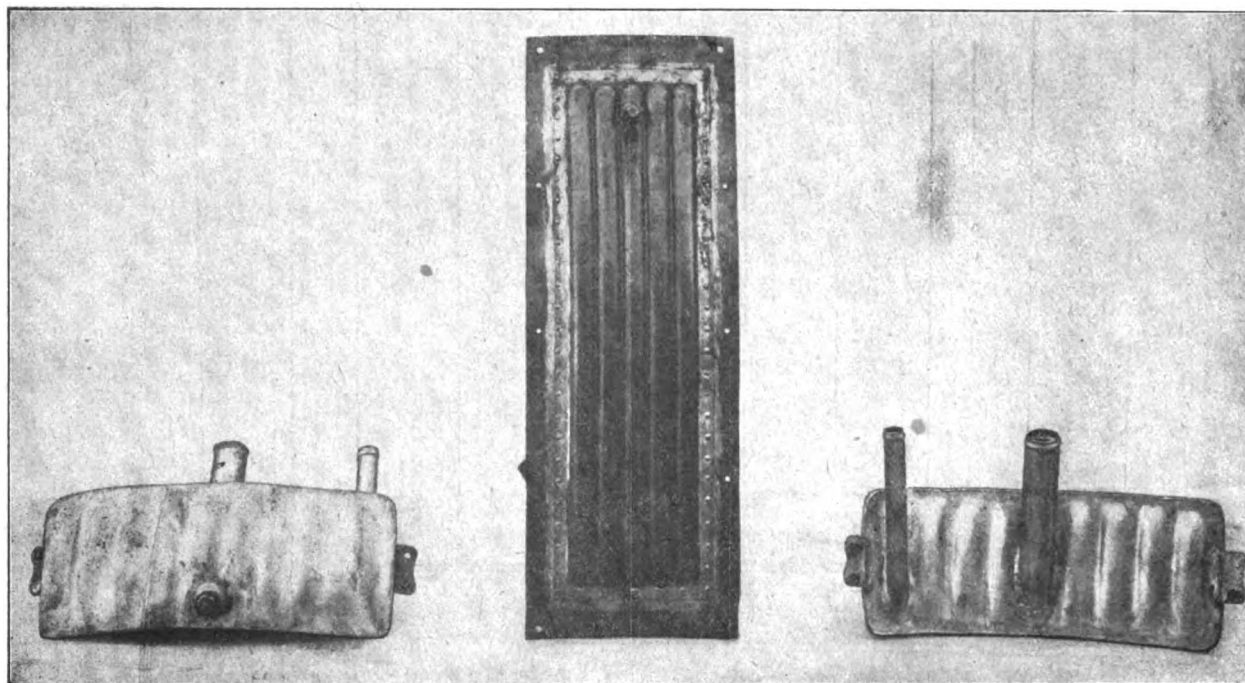


Fig. 20. Ölkühler.

42 c, 39. 304 553. Vorrichtung zur astronomischen Ortsbestimmung mit Hilfe einer durch ein Uhrwerk ständig auf einen Himmelskörper zu richtenden Visiervorrichtung. Horace Seely Butterfield, Portland, Oregon, V. St. A. Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Karsten u. Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 31. 5. 13. B. 72 090.

42 o, 4. 304 450. Geschwindigkeitsmesser mit zeitweise eingeschaltetem Zeiger. Heinrich Hornig, Mahlsdorf b. Berlin. 8. 10. 16. H. 71 048.

42 h, 26. 304 616. Beobachterbrille mit gleichzeitiger Verstellung beider Irisblenden. Hartmann & Braun Akt.-Ges., Frankfurt a. M. 17. 5. 17. H. 72 167.

46 a, 9. Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 22. 7. 16. R. 43 480. Österreich 14. 7. 16.

42 c, 32. 304 552. Schwimmkompaß. Fa. C. Plath, Hamburg. 14. 8. 17. P. 35 929.

42 c, 32. 304 712. Kompaß. Otto Schnetzer, Donaueschingen. 27. 1. 16. Sch. 49 540.

42 c, 35. 304 614. Vorrichtung zum Ablesen des wahren Kurses an Kreiselkompassen; Zus. z. Pat. 288 818. The Sperry Gyroscope Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 22. 4. 14. S. 45 390.

42 c, 39. 304 554. Vorrichtung zur Bestimmung der Richtung und geographischen Lage von Fahrzeugen. Charles Daniel Woodward, Providence, Rhode Island, V. St. A.; Vertr.: Dr. Ludwig Straßer, Berlin, Askanischer Platz 3. 27. 9. 1916. W. 48 453.

46 c, 6. 304 536. Spritzvergaser. Alfons Strobel, Schönaub. Chemnitz. 9. 9. 13. 18 897.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35

Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Verlegung der Geschäftsstelle:

Unsere verehrlichen Mitglieder setzen wir hierdurch von dem Mitte Februar ds. Js. erfolgten Wohnungswechsel unserer Geschäftsstelle in Kenntnis; dieselbe befindet sich von dem angegebenen Zeitpunkt an:

Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40 pt.,

in dem vom Verband Deutscher Flugzeug-Industrieller, G. m. b. H., übernommenen Anwalts- und Fernsprech-Anschluß Amt Lützow 6508.

2. Auszeichnungen und Ernennungen unserer Mitglieder:

Geheimrat Prof. Dr. C. von Linde, München, von dessen Ehrungen in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste auf dem Gebiete der Chemie wir verschiedentlich berichten konnten, wurde der Orden Pour le Mérite für Kunst und Wissenschaft verliehen;

Das Eisene Kreuz am weiß-schwarzen Bande erhielt Otto Marx, Direktor der Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Johannisthal;

Die Universität Frankfurt am Main ernannte unser Vorstandsmitglied, den Wirklichen Geheimen Rat Ministerialdirektor Dr. Naumann, Exzellenz, Berlin, Ministerium der Geistlichen und Unterrichts-Angelegenheiten zum Ehrendoktor der naturwissenschaftlichen Fakultät;

3. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreise:

Hauptmann Geerditz, Hannover, ist zurzeit Kommandeur einer Flieger-Ersatzabteilung;

H. Haß, Oberlehrer und Professor der Technischen Staatslehranstalten in Hamburg, tut als Hauptmann d. L. I bei der Bauaufsicht des Reichs-Marineamts, Dienst;

Dr.-Ing. Walter Freiherr von Doblhoff, früher Wien, zuletzt Budapest, teilt uns mit, daß er als Oberingenieur bei den Imperator-Motoren-Werken A.-G., eingetreten ist, während Professor Dr. W. Nußelt, bisher Dresden, seine Dienste der badischen Anilin- und Sodafabrik, widmet.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Dipl.-Ing. Ernst Goebel, Warnemünde, Blücherstr. 6,
Dipl.-Ing. Leo Kirste, Wien II, Erzherzog Karlplatz 18, T. 12,

Ingenieur und Flugzeugführer Alfred Lipfert, Dresden N 31, Mengerstr. 9,

Ingenieur Karl August Loewel, Köln a. Rhein, Aduchtsstraße 1,

Leutnant d. Res. Gerhard Römmler, Karlshorst, Godesbergerstr. 3.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-NIKOLASSEE, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER**
LUFTVERKEHRSGESELLSCHAFT
BERLIN-JOHANNISHAL

A. BAUMANN
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
STUTTGART

Prof. Dr. **BERSON**
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. **R. EMDEN**
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr. **E. EVERLING**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat
Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr. **N. JOLIKOWSKY**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHN. HOCHSCHULE
MOSKAU

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

Prof. Dr. **v. MISES**
STRASSBURG, L. Z. WIEN
K. UND K. FLIEGER-ARSENAL

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
WÄRNEMÜNDE

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. **A. PRÖLL**
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
HANNOVER

Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER**
BERLIN

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat **F. ROMBERG**
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
BERLIN — GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. **SCHAFFRAN**
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU, BERLIN

Dr. **W. SCHLINK**
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
BERLIN

FRHR. V. **SODEN-FRAUNHOFEN**
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

Dr.-Ing. **O. STEINITZ**
BERLIN

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

28. März 1918.

Heft 5 und 6.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Nikolassee, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee.“

INHALT:

Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben. Von F. Bendemann. S. 33.
Das günstigste Längsprofil verjüngter Flugzeugstreben. Von Dipl.-Ing. Leo Kirste. S. 36.
Zum Aufsatz von Pröll: „Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen.“ Von Dipl.-Ingenieur G. Jöhrens. S. 38.
Der De Havilland V Kampfeinsitzer. S. 38.

Amerikanische Anforderungen an Jagdflugzeuge. Von A. H. S. 40.
Patentschau. S. 43.
Erfolgreiche deutsche Kampfflieger. S. 44.
Bücher-Besprechungen. S. 44.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 47.
Bericht über die IV. ordentliche Mitgliederversammlung. S. 48.

Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben.

(Weiterer Nachtrag zu den Lindenberger Luftschrauben-Untersuchungen.)

Von F. Bendemann.

I. Der Gütegrad der Treibschraube.

Im vorigen Bericht¹⁾ haben wir gezeigt, daß sich aus einer sorgfältigen Aufnahme der Strömungsgeschwindigkeiten und -richtungen hinter einer Luftschraube am Stand die erzeugte Schubkraft sehr genau berechnen und ein zutreffender Nachweis der Energieverluste gewinnen läßt. Die Zusammenstellung der verschiedenen Energiebeträge, das ist die „Leistungsbilanz des Schraubenstrahles“, lieferte einen Wirkungsgrad der als Gebläse betrachteten Schraube, der in genau richtigem Verhältnis stand mit dem früher schon auf ganz anderem Wege berechneten Gütegrad, nämlich nach der im Anfang unserer Arbeiten²⁾ aufgestellten Theorie der

verlustlosen Schraube aus den unmittelbar gemessenen Werten von Schub- und Antriebsleistung. Damit ist ein weiterer Beweis für die grundsätzliche Richtigkeit dieser früher viel angefochtenen, aber auch sonst durchweg bestätigten Theorie erbracht.

Diese Theorie hatten wir seinerzeit, unseren nächsten Zwecken gemäß, auf den Sonderfall der Schraube am Stand beschränkt. Sie jetzt nochmals zugleich mit dem allgemeinen Fall der Schraube in Fahrt darzustellen, wird nicht überflüssig sein. Denn diese im Grunde sehr einfache, in ihren Anfängen schon auf Rankine zurückgehende „Disk“-Theorie, die besonders im Schiffbau als etwas Altbekanntes gilt, ist trotzdem gerade dort noch immer in unvollständigen und unrichtigen Darstellungen verbreitet, und die richtige, aber stark gekürzte Fassung, in der ich sie seit 1911 im Taschenbuch der Hütte³⁾ aufgenommen habe, hat so wenig Beachtung gefunden, daß noch ganz neuerdings⁴⁾ eine ausführliche Darstellung fehlerhaft gebracht wurde.

Weiter bedarf aber auch der Zusammenhang von Wirkungsgrad und Gütegrad noch einer Klarstellung,

¹⁾ F. Bendemann, Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand. Diese Zeitschrift Heft 1/2, S. 1. Dort befinden sich auch die Literaturangaben.

²⁾ „Luftschrauben-Untersuchungen“ Heft I, R. Oldenbourg, München 1911, S. 10; diese Zeitschrift 1910, Heft 14, S. 179.

³⁾ „Hütte“ Band I, 21. Auflage, S. 359, 22. Auflage, S. 346; vgl. auch Zeitschr. des Ver. d. I. 1910, S. 790.

⁴⁾ Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft 1917, S. 421; 1918, S. 476 und 503, 504; vgl. auch diese Z. 1916; Heft 13/14, S. 84—86.

um gewisse Irrtümer auszuschließen. Endlich sind noch gewisse Folgerungen zu ziehen, die einen allgemeinen Einblick in den hauptsächlichsten Verlauf der Strömung an einer Treibschraube gestatten.

II. Der beste Wirkungsgrad.

Aus den gleichen ganz allgemein gültigen Grundsätzen der Mechanik, wie für die Schraube am Stand, läßt sich auch bei fortschreitender Bewegung v (m/s) die größtmögliche Schubkraft S' (kg) angeben und zur wirklichen Kraft S (kg) mittels der Gleichung für den Gütegrad ζ

$$\zeta = \frac{S}{S'} \quad (1)$$

in Beziehung setzen. Mit der tatsächlich aufgewendeten Leistung L sind aber der wahre Wirkungsgrad η und der bestmögliche η' durch die Gleichungen gegeben:

$$\eta = \frac{Sv}{L}, \quad \eta' = \frac{S'v}{L} \quad (2)$$

Daher kann man statt (1) für die Schraube in Fahrt schreiben

$$\zeta = \frac{S}{S'} = \frac{\eta}{\eta'} \quad (3)$$

Zur Ermittlung dieses Wertes gilt es zunächst, den größtmöglichen Wirkungsgrad η' zu berechnen.

Der Ursprung des Strahles schreite mit der Fahrgeschwindigkeit v (m/s) durch den erfüllten Raum fort. Die Luft (das Wasser) fließt ihm also mit dieser Geschwindigkeit zu und wird auf die relative Endgeschwindigkeit v_a beschleunigt. $v_a - v = w$ ist die Geschwindigkeitszunahme oder die absolute Endgeschwindigkeit in bezug auf die ruhende Umgebung.

Ist F_1 (m²) der Querschnitt des austretenden Strahles, so ist das sekundlich durchfließende Volumen Q (m³/s)

$$Q = F_1 v_a = F_1 (v + w), \quad (4)$$

der größtmögliche Rückstoß S' (kg) auf die Treibvorrichtung

$$S' = \frac{\gamma}{g} Q w = \frac{\gamma}{g} F_1 (v + w) w, \quad (5)$$

die zu seiner Erzeugung erforderliche Antriebsleistung L (mkg/s)

$$L = S'v + \frac{\gamma}{g} Q \frac{w^2}{2} = S'v + S' \frac{w}{2} = S' \left(v + \frac{w}{2} \right). \quad (6)$$

Das ergibt sich für die Schraube in Fahrt. Für die in der bewegten Flüssigkeit stillstehende Schraube, z. B. die im Windkanal angeblasene, gilt statt Gleichung (6):

$$\begin{aligned} L &= \frac{\gamma}{g} Q \frac{v_a^2}{2} - \frac{\gamma}{g} Q \frac{v^2}{2} = \frac{\gamma}{g} Q \left[\frac{(v + w)^2}{2} - \frac{v^2}{2} \right] = \\ &= \frac{\gamma}{g} Q \left(vw + \frac{w^2}{2} \right) = S' \left(v + \frac{w}{2} \right), \quad (6a) \end{aligned}$$

also das gleiche Ergebnis.

Aus Gleichung (6) folgt aber der höchstmögliche Wirkungsgrad

$$\eta' = \frac{S'v}{L} = \frac{v}{v + \frac{w}{2}} = \frac{2v}{2v + w} \quad (7)$$

Diese Gleichung läßt sich, wie Prandtl¹⁾ gezeigt hat, ganz allgemein, auch für ungleichförmige Geschwindigkeiten im Strahl, und für alle Arten von Treibvorrichtungen (Schrauben, Schaufelräder usw.) mit Hilfe des Antriebsatzes nachweisen.

In Gleichung (7) ist die Geschwindigkeitszunahme w unbekannt; sie ergibt sich aber sofort aus (5), wenn man diese, in w quadratische, Gleichung auflöst, wobei wegen der Bedeutung von w das negative Wurzelvorzeichen fortgelassen werden kann:

$$w = \frac{v}{2} (-1 + \sqrt{1 + 4\varphi_1}); \quad (8)$$

¹⁾ In einer noch nicht veröffentlichten Mitteilung an uns.

dabei bedeutet die Abkürzung

$$\varphi_1 = \frac{g S'}{\gamma F_1 v^2} = \frac{g S}{\gamma \zeta F_1 v^2} \quad (9)$$

Damit wird (7)

$$\eta' = \frac{4}{3 + \sqrt{1 + 4\varphi_1}} \quad (10)$$

Dieser Wert, mit F_1 gleich der Schraubenkreisfläche $F = \frac{\pi}{4} D^2$, wird vielfach als der ideale Wirkungsgrad

der Schraube angenommen. Das ist aber nicht richtig, er liefert vielmehr, wie wir aus der unten abgeleiteten Gleichung (16) folgern können, bei geringer Fahrgeschwindigkeit erheblich zu hohe Wirkungsgrade, im Grenzfall, bei sehr kleinem v , den $\frac{1}{2}$ -fachen Betrag. Es müssen nämlich bei der Berechnung von Q aus Gleichung (4) zusammengehörige Werte von Fläche und Geschwindigkeit eingeführt werden. Man hat also entweder

die mittlere Geschwindigkeit am Schraubenkreis, $\frac{v + v_a}{2}$

= $v + \frac{w}{2}$, an Stelle von v_a einzuführen und darf dann F_1

= F setzen, oder man muß die Einschnürung des Strahles hinter der Schraube berücksichtigen. F_1 ist dann der schließliche Querschnitt an der Stelle, wo die Austrittsgeschwindigkeit tatsächlich den Wert $v_a = v + w$ erreicht hat, also nach vollendeter Beschleunigung und Einschnürung. Diese kann nicht vor der Schraube beendet sein, weil dann schon hier die Stromlinien nach innen konvex wären, also ein Überdruck im Innern des Strahles bestände, der keine Ursache hat (vgl. Fig. 1 oben).

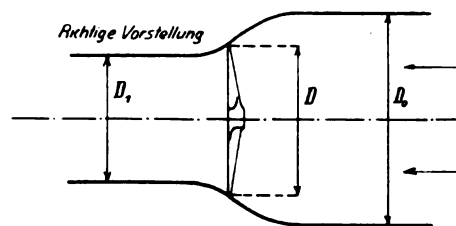
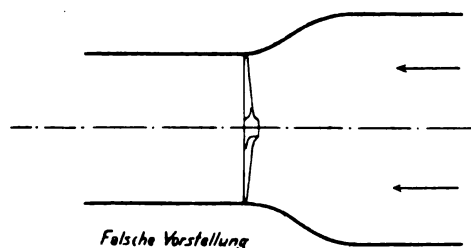


Fig. 1.

Falsche und richtige Vorstellung vom Verlauf der Stromlinien und von der Einschnürung des Strahles.

Der Wendepunkt in den Stromlinien kann nur durch einen Drucksprung verursacht sein, den die Treibvorrichtung erzeugt (Fig. 1 unten). Die wesentliche Wirkung einer Schraube besteht also darin, in ihrer Ebene einen Drucksprung aufrechtzuerhalten, der einerseits als Flächenbelastung

$$p = \frac{S'}{F} \quad (11)$$

auf ihre Kreisfläche wirkt, andererseits die Strahlbeschleunigung verursacht. Vorn herrscht Unterdruck, der den Strahl heransaugt, hinten Überdruck, der den Strahl fortreibt.

Wir haben also nach dem Energiesatz bei $v = 0$ (Schraube am Stand)

$$p = \frac{S'}{F} = \frac{\gamma}{2g} w^2, \quad (12)$$

allgemein jedoch:

$$p = \frac{S'}{F} = \frac{\gamma}{2g} [(v+w)^2 - v^2] = \frac{\gamma}{g} w \left(v + \frac{w}{2} \right). \quad (13)$$

eine Gleichung, die, wie man sieht, auch unmittelbar aus (5) hervorgeht, wenn man dort, wie oben erwähnt, F_1 durch F und $(v+w)$ durch $\left(v + \frac{w}{2}\right)$ ersetzt. Aus (13) folgt dann weiter, wie oben Gleichung (8) aus (5)

$$w = v(-1 + \sqrt{1 + 2\varphi}), \quad (14)$$

wo zur Abkürzung, wie in (9),

$$\varphi = \frac{gS'}{\gamma F v^2} = \frac{gS}{\gamma \zeta F v^2} \quad (15)$$

eingeführt wurde, und wenn man (14) an Stelle von (8) in Gleichung (7) einführt, erhält man den besten Wirkungsgrad η' in Abhängigkeit von der Schraubenkreisfläche selbst:

$$\eta' = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + 2\varphi}} \quad (16)$$

Früher¹⁾ hatten wir diese Gleichung (sie ist 1909 im Austausch zwischen Professor Finsterwalder, Prandtl und Bendemann entstanden) statt durch (6) aus dem Ansatz

$$L = S'(v + v') \quad (17)$$

abgeleitet, worin v' die absolute Durchflußgeschwindigkeit durch die Schraubenebene bedeutet, mit der Begründung: Die Schraube schreitet gegen den Widerstand S' mit der Geschwindigkeit $(v + v')$ fort. Man findet $v' = w/2$ und gelangt ebenfalls zu Gleichung (6). Die obige Schlußfolgerung, bei der v' überhaupt nicht vorkommt, erwies sich gegenüber verschiedenen Zweifeln als einleuchtender, besonders durch den Nachweis²⁾, daß für den Ausfluß eines Wasserstrahles aus einer einspringenden Mündung vom Querschnitt F unter dem Gefälle p ganz entsprechende Gleichungen gelten. Auch das Wesen des Vorganges klärt sie besser.

III. Die Gleichung für den Gütegrad und den größtmöglichen Schub.

Aus dem so gewonnenen größtmöglichen Wirkungsgrad folgt nun nach (3), (16) und (15) auch der Gütegrad der Treibschraube

$$\zeta = \frac{\eta}{\eta'} = \frac{Sv}{2L} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{2gS}{\gamma \zeta F v^2}} \right) \quad (18)$$

Bringt man das erste Glied der rechten Seite auf die linke, quadriert und multipliziert mit $2 \frac{\gamma}{g} FL^2 \zeta$, so folgt eine Gleichung dritten Grades für den Gütegrad ζ :

$$2 \frac{\gamma}{g} FL^2 \zeta^3 - 2 \frac{\gamma}{g} FL S v \zeta^2 = S^3, \quad (19)$$

die man zum Zwecke der bequemeren Auflösung durch ζ^3 dividieren und folgendermaßen schreiben kann:

$$\left(\frac{S}{\zeta} \right)^3 + 2 \frac{\gamma}{g} FL v \left(\frac{S}{\zeta} \right) - 2 \frac{\gamma}{g} FL^2 = 0 \quad (20)$$

oder wegen (1) eine Gleichung für den größtmöglichen Schub

$$S^3 + 2 \frac{\gamma}{g} FL v S' - 2 \frac{\gamma}{g} FL^2 = 0 \quad (20a)$$

Hieraus erhält man für $v > 0$ in bekannter Weise, am besten durch zeichnerische Auflösung, die größtmögliche Schubkraft $S' = \frac{S}{\zeta}$ oder ζ selbst in Abhängigkeit von der Schraubenkreisfläche F , der Antriebsleistung L und der Fahrgeschwindigkeit v .

¹⁾ Vgl. Anm. 1 auf S. 33 rechts.

²⁾ Vgl. F. Bendemann, diese Zeitschrift 1911, S. 45; „Luftschrauben-Untersuchungen“ 1911, Heft 3, S. 35.

Für $v = 0$, d. h. für die Schraube am Stand, folgt einfach die früher¹⁾ abgeleitete Formel:

$$S' = \sqrt[3]{2 \frac{\gamma}{g} FL^2}, \quad (21)$$

nach der man sich einen Überblick²⁾ über die von Hub-schrauben erreichbare Tragkraft verschaffen kann.

IV. Wirkungsgrad und Schraubenfläche.

Im allgemeinen Falle ($v > 0$) aber lassen sich, besser als aus Gleichung (20), aus (16) wertvolle Schlüsse auf den bestmöglichen Wirkungsgrad ziehen: Löst man diese Gleichung nach $\frac{\eta}{2}$ auf und führt aus (15) dessen Wert ein, so folgt

$$\frac{1 - \eta'}{\eta'^2} = \frac{gS'}{2\gamma F v^2} = \frac{gS}{2\gamma \zeta F v^2}, \quad (22)$$

also eine Beziehung zwischen der größtmöglichen Flächenbelastung $\frac{S'}{F}$, der Geschwindigkeit v und dem besten Wirkungsgrad η' , mit der nicht viel anzufangen ist. Ersetzt man aber ζ nach (3) durch $\frac{\eta}{\eta'}$ oder $\frac{Sv}{L\eta'}$, so ergibt sich

$$\frac{1 - \eta'}{\eta'^3} = \frac{gL}{2\gamma F v^3}, \quad (23)$$

also eine sehr brauchbare Beziehung zwischen η' , v und der Flächenleistung $\frac{L}{F}$. Man erkennt aus (22) und (23) zunächst, daß hoher Wirkungsgrad nur möglich ist, wenn die Flächenbelastung S/F oder die Flächenleistung L/F , also die Zahl der Pferdestärken auf 1 m^2 der Schraubenkreisfläche, nicht zu hoch sind gegenüber der Fahrgeschwindigkeit v . Die hierdurch gezogene Grenze ist unüberschreitbar; Versuche mit Schrauben für höhere Belastung, die also mit kleinerem Durchmesser bei höheren Drehzahlen auskommen sollen, sind aussichtslos. In Fig. 2 ist dieser Zusammenhang nach Gleichung (23) dargestellt. Man kann aus ihr die zulässige Flächenleistung für gegebene Verhältnisse und einen verlangten Höchstwirkungsgrad abgreifen und danach die mindest erforderliche Schraubenkreisfläche F und den Durchmesser D bestimmen. Der wirkliche Wirkungsgrad ist je nach der Güte der Schraubenform, das heißt also je nach dem Gütegrad, geringer.

V. Theoretischer Strömungsverlauf.

Untersuchen wir zum Schluß noch den Strömungsverlauf, wie er sich im Idealfalle aus unseren Formeln ergibt. Durch Betrachtung der zusammengehörigen Werte von Querschnitt und Geschwindigkeit folgt

$$Q = F_1(v + w) = F \left(v + \frac{w}{2} \right) = F_0 \cdot v, \quad (24)$$

wo F_0 den Querschnitt der an die Schraube heranströmenden Flüssigkeit bedeutet.

Wenn wir daher als weitere Abkürzung

$$\Phi = \sqrt{1 + 2\varphi} = \sqrt{1 + \frac{2gS}{\gamma \zeta F v^2}} \quad (25)$$

setzen, also statt (14)

$$w = v(-1 + \Phi) \quad (26)$$

schreiben, so folgt aus Gleichung (24)

$$F_1 = \frac{1}{2} F \left(1 + \frac{v}{v + w} \right) = \frac{1}{2} F \left(1 + \frac{1}{\Phi} \right) = \frac{F}{2 - \eta'} \quad (27)$$

und

$$F_0 = \frac{1}{2} F \left(2 + \frac{w}{v} \right) = \frac{1}{2} F (1 + \Phi) = \frac{F}{\eta'}, \quad (28)$$

¹⁾ Vgl. Anm. 1 auf S. 33 rechts.

²⁾ Logarithmische Darstellung der Gleichung $S' = \sqrt[3]{2 \frac{\gamma}{g} FL^2}$ siehe diese Zeitschrift 1912, S. 131; „Luftschrauben-Untersuchungen“, Heft 11, 1912, S. 29.

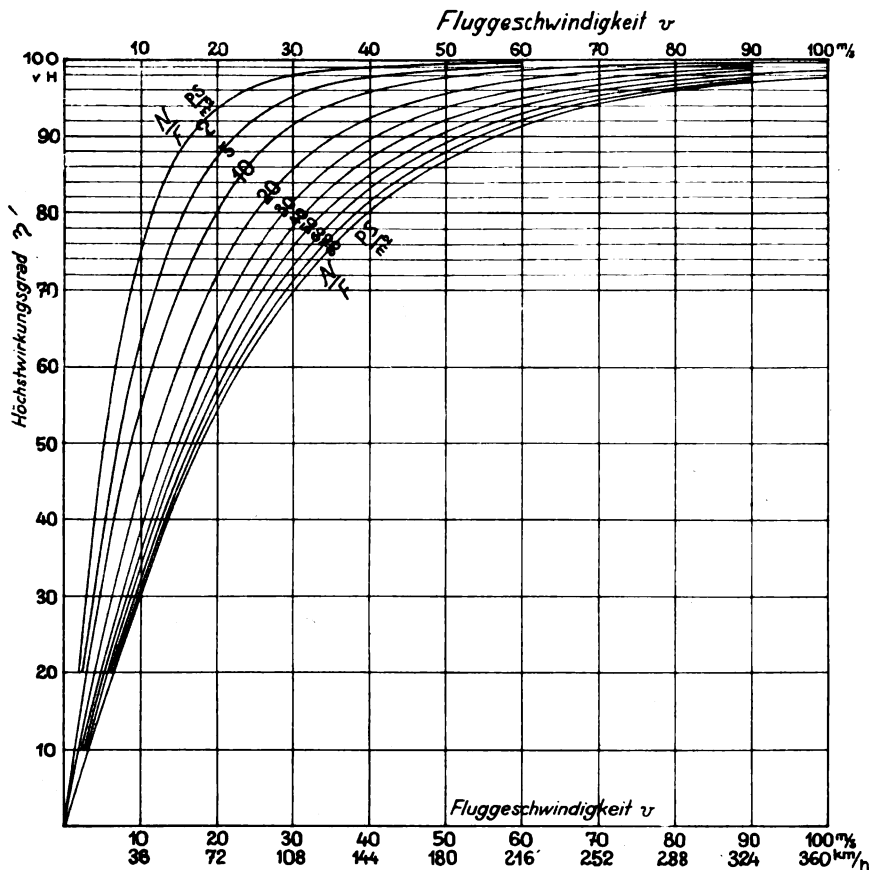


Fig. 2. Luftschrauben-Höchstwirkungsgrad, abhängig von Fluggeschwindigkeit und Flächenleistung des Schraubenkreises für die Luftdichte $\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$.

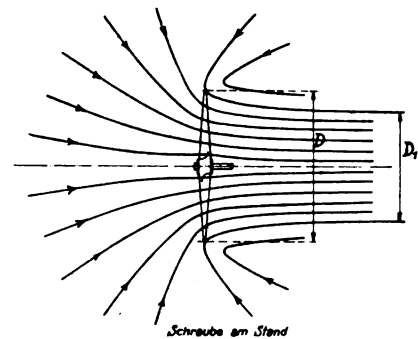


Fig. 3. Schraube am Stand.

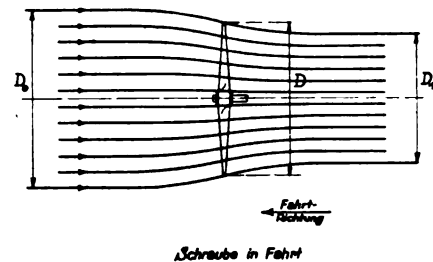


Fig. 4. Schraube in Fahrt.

weil nach (16) und (25)

$$\eta' = \frac{2}{1 + \Phi} \quad (29)$$

ist.

Wir können also die Zusammenziehung des angesaugten und die Einschnürung des ausgeblasenen Schraubenstrahles aus dem Höchstwirkungsgrad η' berechnen, denn es ist

$$\frac{F}{F_0} = \eta' \quad (28a)$$

$$\frac{F_1}{F} = \frac{1}{2 - \eta'} \quad (27a)$$

Für $v = 0$ (Schraube am Stand) wird $\eta' = 0$, also $F_0 = \infty$ und $F_1 = \frac{1}{2} F$, d. h. die Luft fließt von allen Seiten, auch aus dem Raum hinter der Schraubenkreisfläche (mit Ausnahme des Strahles selbst) durch die Schraube (Fig. 3). Hinter dieser verengt sich der Strahl auf die Hälfte der Schraubenkreisfläche. Schreitet die Schraube langsam fort, so hat der Strahl schon vor ihr eine bestimmte Grenze (Fig. 4). Die außerhalb des nunmehr endlichen Ansaugquerschnittes F_0 befindliche Luft geht nicht mehr durch die Schraube. Bei größerem v wird die Einschnürung immer schwächer, bis im äußersten Falle, für $v = \infty$, $\eta' = 1$, also $F_0 = F_1 = F$ wird; es findet keine Einschnürung und daher keine Geschwindigkeitszunahme mehr statt. Der beste Wirkungsgrad wird zwar 1, aber der größte Schraubenschub S' wird Null.

Bei den praktischen Fluggeschwindigkeiten und einer bestmöglichen Flächenbelastung von $p = 50 \text{ kg/m}^2$ ergeben sich beispielsweise folgende Strahldurchmesser vor und hinter der Schraube:

für $v = 30 \text{ m/s}$ ($V = 108 \text{ km/h}$): $D_0 = 1,18 D$, $D_1 = 0,92 D$,
für $v = 50 \text{ m/s}$ ($V = 180 \text{ km/h}$): $D_0 = 1,04 D$, $D_1 = 0,96 D$.

VI. Zusammenfassung.

1. Der durch alle Luftschraubenuntersuchungen am Stand bewährte Gütegradbegriff wird auf die Treibschraube in Fahrt ausgedehnt und im Zusammenhang mit dem größtmöglichen Wirkungsgrad erörtert.

2. Der Gütegrad, der größtmögliche Schub und der beste Wirkungsgrad werden in Abhängigkeit von der Dichte des Mittels, der Fahrtgeschwindigkeit und der günstigsten Flächenbelastung, sowie der wirklichen Flächenleistung dargestellt.

3. Der letztere Zusammenhang führt zu einer zeichnerischen Darstellung, aus der man von den drei Größen Flächenleistung, Geschwindigkeit und Bestwirkungsgrad eine abgreifen kann, wenn die beiden anderen gegeben sind.

4. Im Anschluß daran wird der Strömungsverlauf der verlustlosen Schraube untersucht und vor allem für das Verhältnis des Ansaugquerschnittes und des engsten Strahlquerschnittes zum Schraubenkreis eine einfache Beziehung zum Bestwirkungsgrad gefunden.

Das günstigste Längsprofil verjüngter Flugzeugstreben.

Von Dipl.-Ing. Leo Kirste, Vorstand des Konstruktionsbureaus der Phönix-Flugzeugwerke A.-G.

Hölzerne Knickstreben, die im Fahrtwinde liegen, werden häufig an den Enden schwächer gemacht als in der Mitte, um Gewicht und Luftwiderstand zu sparen, doch nehmen viele Konstrukteure lieber etwas mehr Gesamtwiderstand in Kauf und wählen durchlaufend gleiches Profil, um einfachere Formen zu erzielen. Schematische Beispiele verschiedener Ausführungsarten zeigt die nebenstehende Fig. 1. (1 Nieuport, 2 Caproni, 3 Bristol, 4 Vickers).

Da die Ansichten der Praktiker, wie man sieht, sehr auseinander gehen, soll hier die theoretisch günstigste Form bestimmt werden.

Damit die Strebe am günstigsten wird, muß der Gesamt-widerstand

$$W = k \cdot S \cdot v^2 + \frac{1}{4} \gamma \cdot V = \text{Stirn-widerstand} + \frac{1}{4} \cdot \text{Gewicht}$$

ein Minimum werden¹⁾. Hierbei bedeutet S die Stirnfläche, V das Volumen der Strebe. Die Berechnung jener Knick-strebe, die bei gegebenem Volumen die größte Knickfestig-keit ergibt, ist bereits veröffentlicht worden von H. Blasius in dem Aufsatz: »Träger kleinster Durchbiegung und Stäbe größter Knickfestigkeit bei gegebenem Materialverbrauch« (Zeitschrift für Mathematik und Physik, 62. Band, 2. Heft). Mit Hilfe der Variationsrechnung wird dort für das Quer-schnittsgesetz die folgende Gleichung gefunden:

$$\frac{x}{l} = \frac{\arcsin \eta - \eta \sqrt{1 - \eta^2}}{\pi} \dots \dots \dots (1)$$

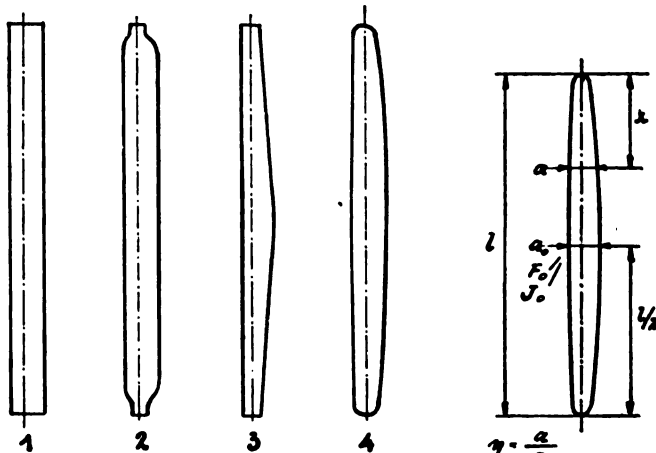


Fig. 1.

Fig. 2.

Die Bedeutung der Buchstaben ist aus der Fig. 2 zu ersehen. Volumen und Knicklast haben die Werte

$$V = \frac{3}{4} F_0 \cdot l; \quad P_k = \frac{3 \pi^2 E J_0}{4 l^2}$$

Durch die angeführte Gleichung¹⁾ ist also das Querschnitts-gesetz jener Strebe bestimmt, für die das Gewicht (der zweite Teil des Gesamt-widerstandes) ein Minimum wird. Um nun das Querschnittsgesetz jener Strebe zu finden, für die der Stirnwiderstand am kleinsten wird, wollen wir von denselben mathematischen Überlegungen ausgehen, die in der genannten Arbeit angestellt wurden und hier nur jene Teile der Zwischen-rechnung anführen, die von den dort enthaltenen verschieden sind.

Die Forderung kleinsten Stirnwiderstandes ist identisch mit der Forderung kleinster Stirnfläche, da wir voraussetzen müssen, daß das Querprofil bereits die günstigste Form hat. Die Stirnfläche ist gegeben durch das Integral:

$$S = \int_0^l a \, dx;$$

die Nebenbedingung wird hier:

$$\int_0^l \delta a \cdot dx = 0.$$

Dies in die Minimumbedingung

$$\int_0^l \gamma_1 \cdot \frac{\delta a}{a^5} \cdot dx = 0$$

¹⁾ Siehe den Aufsatz: »Vergleich der Flugwiderstände ver-schiedener Arten von Flugzeugstreben« in Heft 21/22, 1917 dieser Zeitschrift.

eingesetzt, ergibt:

$$\gamma_1 = c_1 \left(\frac{a}{a_0} \right)^{1/2}.$$

Führen wir diesen Wert in die Differentialgleichung der Knick-linie ein, so erhalten wir:

$$\frac{d^2 (\eta^{1/2})}{dx^2} + \frac{P}{E J_0} \cdot \frac{1}{(\eta)^{1/2}} = 0.$$

Nennt man $\eta^{1/2} = \zeta$, $\frac{d\zeta}{dx} = \frac{1}{x'}$, so ergibt die 1. Inte-gration:

$$\frac{1}{x'^2} = \frac{5 P}{E J_0} (1 - \eta),$$

die 2. Integration:

$$\sqrt{\frac{P}{E J_0}} \cdot x = \frac{\sqrt{5}}{4} \left(\frac{3 \varphi}{2} - \sin 2 \varphi + \frac{1}{8} \sin 4 \varphi \right) \dots (2)$$

worin $\varphi = \arcsin \sqrt{\eta}$.

Führt man die Grenzen ein ($x = 0 : \eta = 0$; $x = l/2 : \eta = 1$), so erhält man den Wert der Knickfestigkeit:

$$\frac{P l^2}{E J_0} = \frac{45 \pi^2}{64} \dots \dots \dots (3)$$

Die Stirnfläche ergibt sich zu

$$S = 0,826 b_0 l,$$

wenn b_0 = größte Breite in der Mitte. Die Gleichung für das Querschnittsgesetz wird (aus 2) und 3) kombiniert):

$$\frac{x}{l} = \frac{2}{3 \pi} \left(\frac{3}{2} \varphi - \sin 2 \varphi + \frac{1}{8} \sin 4 \varphi \right) \dots (4)$$

mit $\varphi = \arcsin \sqrt{\frac{a}{a_0}}$.

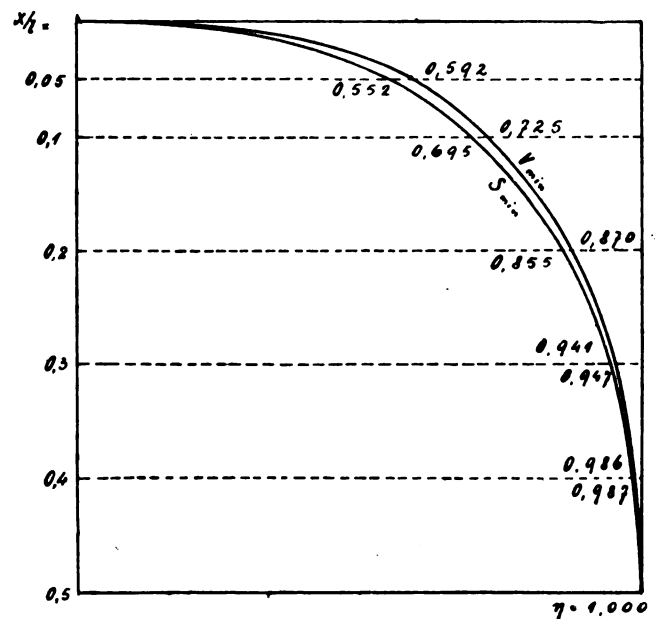


Fig. 3.

Beim Aufzeichnen der beiden Kurven sieht man, daß die Formen der Strebe größter Knicklast bei gegebenem Vo-lumen und größter Knicklast bei gegebener Stirnfläche so wenig voneinander verschieden sind, daß der Unterschied für die Praxis nicht in Betracht kommt (Fig. 3).

Die entwickelten Formeln gelten streng genommen nur für volle Streben mit geometrisch ähnlich verlaufenden Quer-profil, wir können jedoch annehmen, daß sie auch für hohle Streben hinreichend genau sind, sofern die Ausfräsung dem Außenprofil einigermaßen proportional verläuft.

Die Form der Strebe geringsten Gesamt-widerstandes liegt zwischen den beiden gezeichneten und zwar je nach dem Verhältnis der Größen k , γ , $\frac{F_0}{a_0^2}$, $\frac{J_0}{a_0^4}$ und $\frac{b_0}{a_0}$ (die drei letz-

teren hängen von dem gewählten Querprofil ab) näher der einen oder der anderen Form.

Wir wollen nun zum Schluß noch die Ersparnis berechnen, die sich durch Anwendung des ermittelten Längsprofils gegenüber einer Strebe mit konstantem Querprofil ergibt.

Nehmen wir eine bestimmte Knicklast P_k an, so muß das Trägheitsmoment in der Mitte bei der prismatischen Strebe sein:

$$J_0 = \frac{P_k \cdot l^2}{\pi^2 \cdot E}$$

bei den verjüngten Streben:

$$J_0' = \frac{4 P_k \cdot l^2}{3 \pi^2} \quad \text{beziehungsweise} \quad J_0'' = \frac{64 P_k \cdot l^2}{45 \pi^2}$$

Da sich die Querschnittsflächen wie die Quadratwurzeln, die linearen Abmessungen wie die vierten Wurzeln aus den Trägheitsmomenten verhalten, ergibt sich, wenn man das Volumen der prismatischen Strebe mit V , ihre Stirnfläche mit S bezeichnet, für die verjüngten Streben:

$$\frac{V'}{V} = \sqrt[4]{\frac{1}{3} \cdot \frac{3}{4}} = 0,866; \quad \frac{S''}{S} = \sqrt[4]{\frac{64}{45}} \cdot 0,826 = 0,902.$$

Man sieht daraus, daß die Ersparnis gegenüber einer Strebe mit durchlaufend gleichem Profil nicht besonders groß ist (sie beträgt nur etwa 10 v. H.), so daß die Verwendung letzterer mit Rücksicht auf die einfachere Herstellung usw. vorteilhafter sein kann.

Für die experimentelle Bestimmung der Knickfestigkeit verjüngter Streben sei hier noch an einen Aufsatz von Prof. H. Kayser erinnert¹⁾.

Danach ist die Knicklast

$$P_k = \frac{0,2 Q l}{f}$$

worin Q eine in Strebenmitte wirkende Biegunslast und f die Durchbiegung unter dieser Last bedeutet.

Zum Aufsatz von Pröll: „Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen“.

(Heft 17/18, 1917).

In der genannten Abhandlung gibt Herr A. Pröll-Hannover unter Nr. 30 die Größen der statisch unbestimmten Stabkräfte an. Diese Gleichung enthält die Werte \mathfrak{A} und \mathfrak{B} , die ihrerseits von f^2 abhängen. Auch der Wert r' enthält f^2 . Die Ableitung der Formeln ist ziemlich langwierig. Nimmt man die Formeln als richtig hin, so erfordert die Ausrechnung der Werte in Gleichung (27), (28) und (30) immer noch viel Arbeit. Einfacher ist es, wenn man die statisch unbestimmten Größen schätzt und die Verlängerung des Stabes $\Delta l = \frac{T \cdot l}{E \cdot F} - \frac{8}{3} \frac{f^2}{l}$ an Stelle $T \cdot v$ in die Zahlentafel einführt. Der Versuch wird wiederholt, bis die Summen $\sum u \cdot \Delta l$ und $\sum v \cdot \Delta l$ verschwinden. Der Beweis wird gefunden, wenn man die Bestimmungsgleichungen der statisch unbestimmten Größen nicht als die Abgeleitete der Arbeitsgleichungen, sondern als Verschiebungsgleichungen auffaßt und beachtet, daß der dort benutzte Wert $T \cdot v$ und Δl identisch sind.

Hannover-Linden, den 26. April 1918.

Dipl.-Ing. G. Jöhrens-Königsberg (Pr.)
z. Z. Statiker der Abt. Flugzeugbau der Hannoverschen
Waggonfabrik A.-G.

Der De Havilland V Kampfeinsitzer.

Das Flugzeug ist hergestellt von der Daraco Motor Engineering Co. Ltd. in London und trägt die Bezeichnung A 9435.

¹⁾ H. Kayser, Beziehungen zwischen Druckfestigkeit und Biegungsfestigkeit. Z. d. V. D. I. 1917, S. 92.

Es ist ein einstiegliger Doppeldecker, dessen Oberflügel 0,695 m nach rückwärts gestaffelt ist. Beide Flügel haben 7,84 m Spannweite bei 1,375 m Tiefe. Die Oberflügel sind an



Fig. 1. De Havilland V Kampfeinsitzer. Von vorne gesehen.

einem Baldachin, die Unterflügel an Ansatzstücken in der Höhe des unteren Rumpfholmes befestigt. Die V-Stellung der Flügel beträgt 172° , Pfeilform ist nicht vorhanden. Der Einstellwinkel des Oberflügels ist am Baldachin 2° , außen $2\frac{1}{2}^\circ$, der des Unterflügels über den ganzen Flügel $2\frac{1}{2}^\circ$. Die Holme aus Spruceholz haben I-förmigen Querschnitt. Der Rippenabstand beträgt 280—350 mm. Zwischen je 2 Rippen sind auf den Saugseiten von Stirnleiste bis Vorderholm noch je 2 Hilfsrippen angeordnet. Die Zellenstiele sind voll aus Spruceholz gefertigt. Trag- und Gegenkabel sind aus Profildraht und einfach angeordnet. Querruder sind in allen Flügeln am Hinter-

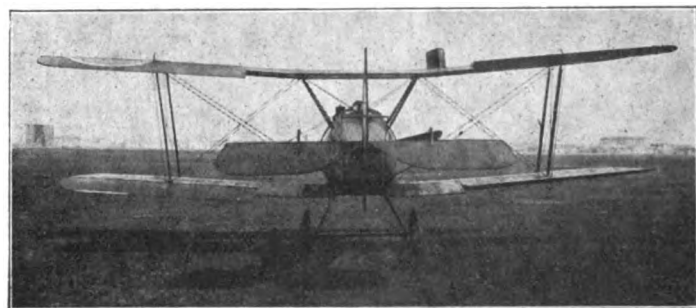


Fig. 2. De Havilland V Kampfeinsitzer. Von hinten gesehen.

holm angelenkt. Ihre Steuerzüge verlaufen außerhalb der Flügel, unten vor der Stirnleiste, oben über dem Vorderholm. Die übereinanderliegenden Querruder sind durch Profildrähte verbunden.

Der Rumpf, ein normales Holzdrahtboot mit 4 Längsholmen, ist vorne bis hinter den Führersitz und hinten unter der Höhenflosse durch Beplankung mit 3 mm starkem Sperrholz verstärkt. Durch aufgesetzte Spanten erhält er vorne annähernd kreisförmigen, vom Führersitz ab 8 eckigen Querschnitt. Er ist mit Stoff bespannt.

Die massiven Fahrgestellstreben aus Holz ohne Leinwandumwicklung haben tropfenförmigen Querschnitt. Die durchlaufende Achse ist zwischen zwei Hilfsachsen mit tropfenförmiger Umkleidung gelagert. Eine Begrenzung des Federungsweges ist nicht vorhanden.

Die durchlaufende Höhenflosse ist mit einem Einstellwinkel von -1° fest auf dem Rumpfe ohne die bisher übliche Höhenflossenverstellvorrichtung gelagert. An jedem Lappen des geteilten Höhenruders sind Ruderhebel mit einfachen Steuerzügen angeordnet. Die Züge des Seitenruders sind doppelt. Quer-, Seiten- und Höhenruder sind stumpf hinter den Flügeln bzw. Flossen gelagert und nicht ausgeglichen.

Der Motor ist ein 110 PS le Rhône-Umlaufmotor, der bei früheren Prüfungen 130 PSe leistete.

Der Hauptbenzinbehälter von 100 l und der Ölbehälter von 21 l Fassungsvermögen liegen hinter dem Führer. Außerdem ist auf dem rechten Oberflügel noch ein Fallbenzinbehälter für 26 l angeordnet. Die Benzinzuführung aus dem Hauptbenzinbehälter erfolgt durch Druckluft, die durch eine kleine,

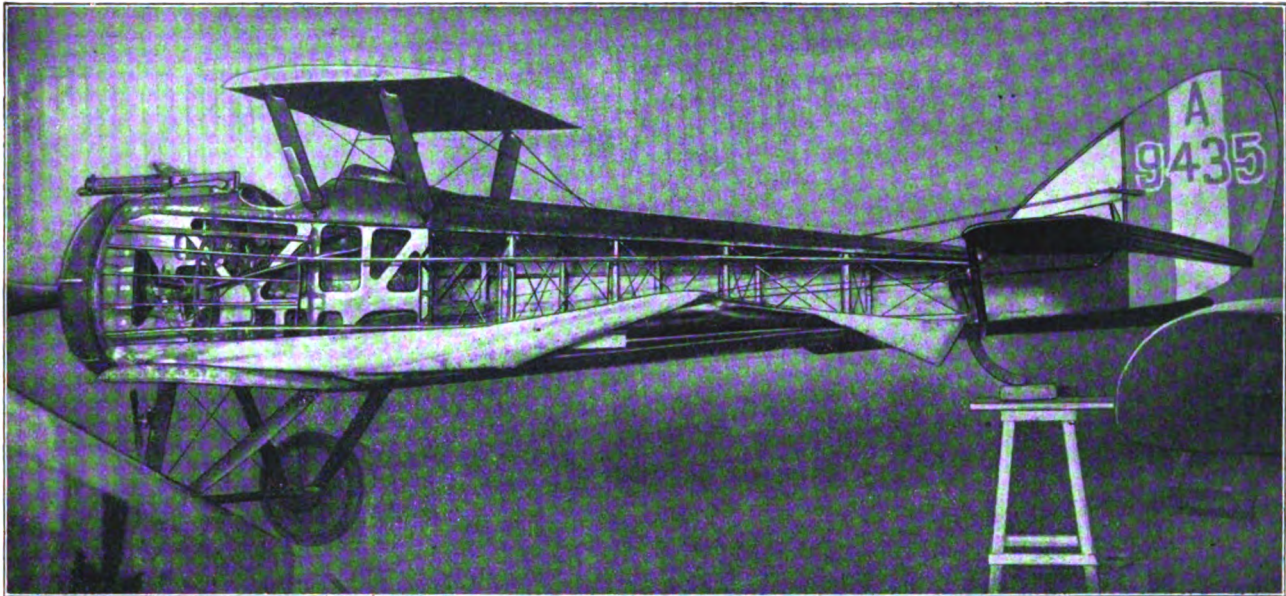


Fig. 3. Rumpfgerüst des De Havilland V Kampfeinsitzers.

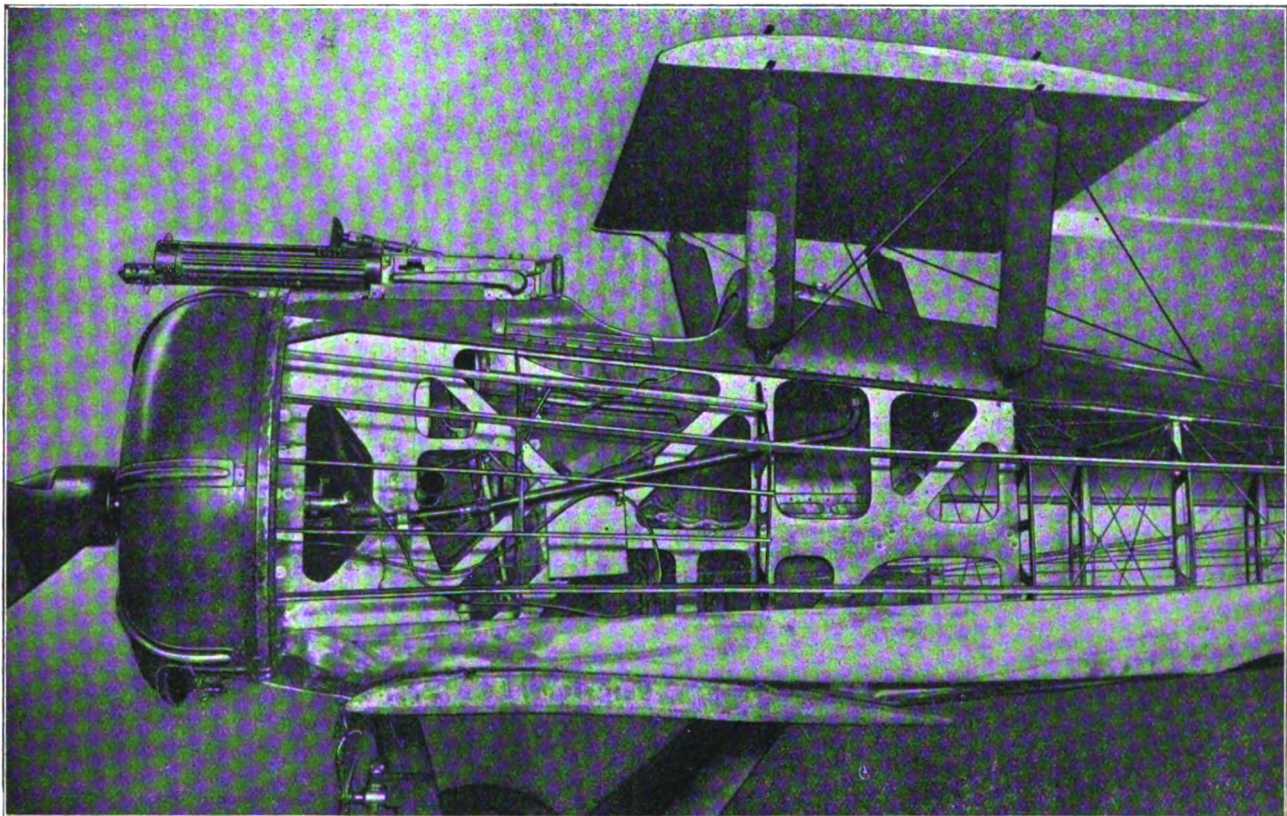


Fig. 4. Vorderteil des Rumpfes mit Motoranlage und M.-G.

an der linken Fahrgestellstrebe angeordnete Propellerluftpumpe erzeugt wird. Der Benzinvorrat reicht für rd. 2 Betriebsstunden.

Im Führersitz sind an Instrumenten usw. angeordnet:

Zur Rechten des Führers:

Die beiden Benzinleitungen mit den Absperrhähnen, die Verstellvorrichtung für einen Spiralfederzug zur Entlastung der Höhensteuerung.

In der Mitte:

Drehzähler,
Geschwindigkeitsmesser,

Höhenmesser,
Kurzschießer für die Zündung,
Borduhr,
Kompaß.

Links:

Gemisch- und Benzinregelung,
Handluftpumpe.

Zwei weitere Flugzeuge gleichen Typs, die von der Aircraft Manufacturing Co. Ltd. in London hergestellt sind, weisen eine bedeutend zweckmäßigere Anordnung der Instrumente auf und sind außerdem mit elektrischer Nachtbeleuchtung der Instrumente versehen.

Das Flugzeug ist mit einem starren M. G. System Maxim (gewöhnliches Heeresmodell mit aufgeschlitztem Mantel) ausgerüstet. Es ist auf der Oberkante des Sitzraumes an der linken Seite des Führersitzes gelagert. Die Steuerung erfolgt hydraulisch, die Auslösung durch Bowdenzug vom Steuerknüppel aus. Der Patronengurt ist aus Metall, wie sich aus im Rumpfe vorgefundenen Resten feststellen ließ. Der Gurtkasten liegt unter dem M. G., direkt hinter dem Motor.

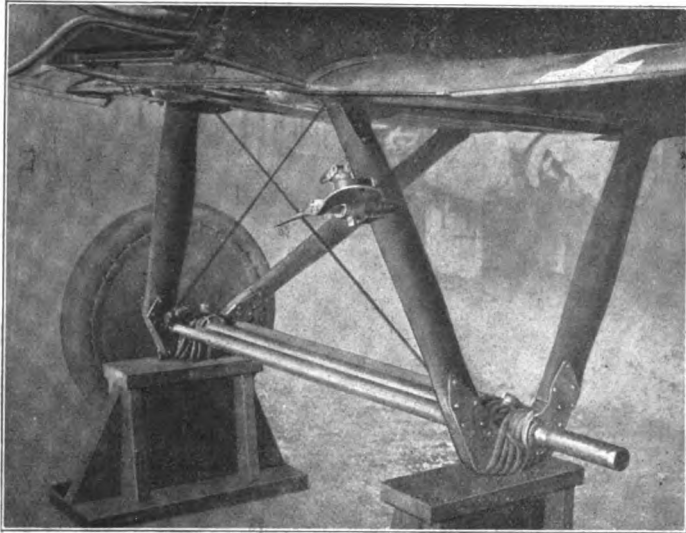


Fig. 5. Fahrgestell des De Havilland V Kampfeinsitzers.

Das Leergewicht des Flugzeuges wurde zu 461 kg festgestellt. Das Gewicht der Betriebsstoffe bei vollen Tanks beträgt 108 kg. Für Führer und Bewaffnung wurde 125 kg angenommen, so daß die Gesamtnutzlast 233 kg und das Gesamtflugzeuggewicht 694 kg beträgt.

Bei 20,14 m² Tragfläche ergibt sich somit eine Flächenbelastung von 34,4 kg/m².

Die Leistungsbelastung beträgt

$$\frac{964}{130} = 5,33 \text{ kg/PSe.}$$

Durch die gestaffelte Lage der Tragflächen und Verlegung der Tanks hinter den Führer ist der Führersitz stark nach vorne gerückt, wodurch sich eine sehr gute Sicht nach vorne und oben ergibt.

Aerodynamisch ergeben sich aus dieser Anordnung keine Nachteile für die Längsstabilität und den Nutzeffekt des Flugzeuges. Jedoch dürfte die Vergrößerung des Oberflügelanstellwinkels nach außen für die Querstabilität ungünstig wirken.

Amerikanische Anforderungen an Jagdflugzeuge.

(Übersetzt nach „Aircraft“ Nr. 8 vom Juli 1917, S. 127.)

Von A. H.

Die „Besonderen Bedingungen Nr. 1003 für Heeres-Jagdflugzeuge“ der Vereinigten Staaten, die am 1. Mai 1917 von der Dienststelle des „Chief Signal Officer“ im Kriegsdepartement erlassen wurden, enthalten Vorschriften über Entwurf, Bau, Ausrüstung und geforderte Eigenschaften eines Militärflugzeuges für Überlandflug, Kampf und Verfolgung feindlicher Flugzeuge.

Die folgenden Merkmale müssen zur Zufriedenheit der von der Regierung zu dem Zweck eingesetzten Aufsichtsbeamten nachgewiesen werden.

1. Das Flugzeug soll ein Einsitzer mit Zugschraube und einem Rumpf sein. Es soll mit einem Motor und einer Luftschraube ausgerüstet sein.

2. Es soll entworfen werden für eine Nutzlast, die folgendes umfaßt:

- a) Führer — 74 kg.
- b) Brennstoff und Öl ausreichend für einen Flug von 2 ½ Stunden mit voller Kraft.
- c) Maschinengewehr oder Gewehre, Munition, Ausrüstung und Instrumente — 60 kg.

Wenn nicht anders bestimmt, soll bei allen Leistungs- und Flugversuchen das Maschinengewehr auf seinem Platze angebracht sein, und die mitgeführte Nutzlast soll gleich der oben angegebenen sein.

3. Die Kraftanlage, für die das Flugzeug entworfen werden soll, muß ein Motor eines von der gleichen Behörde geprüften Typs von 100—150 PS Bremsleistung sein.

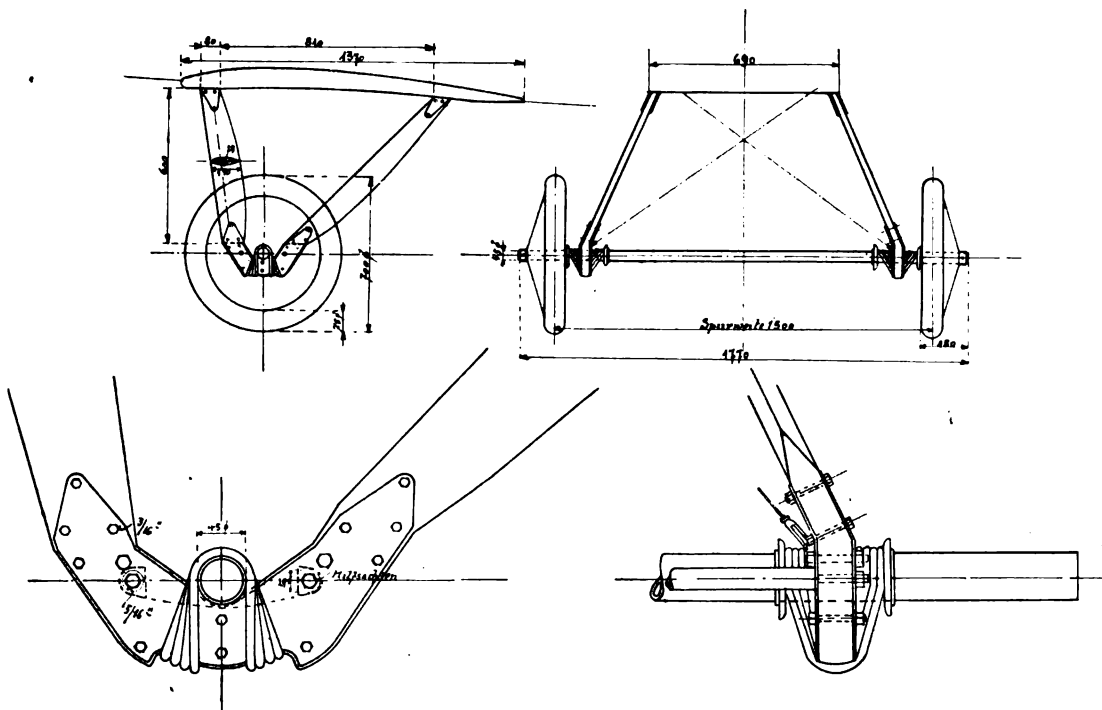


Fig. 6. Fahrgestell des De Havilland V Kampfeinsitzers.

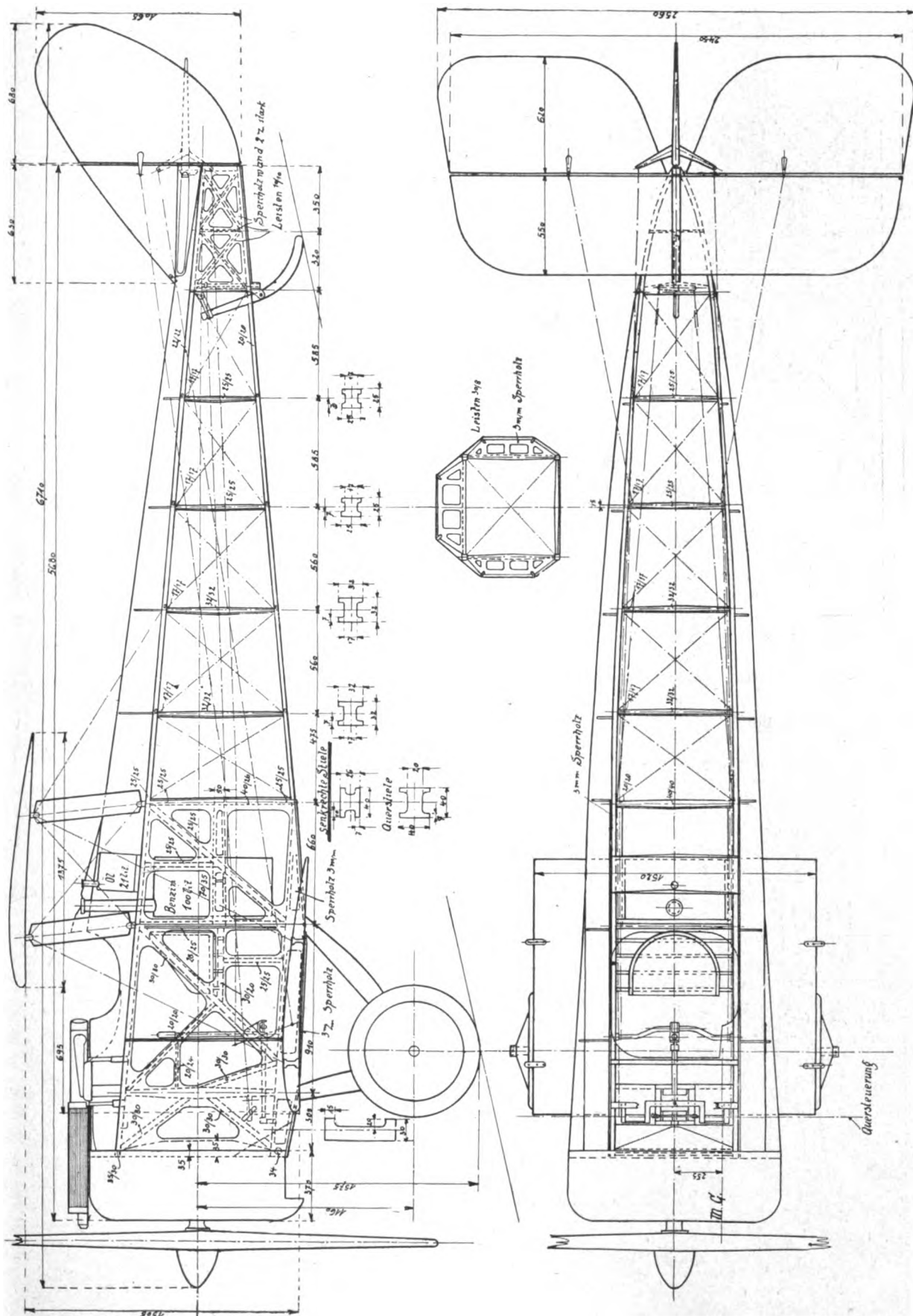
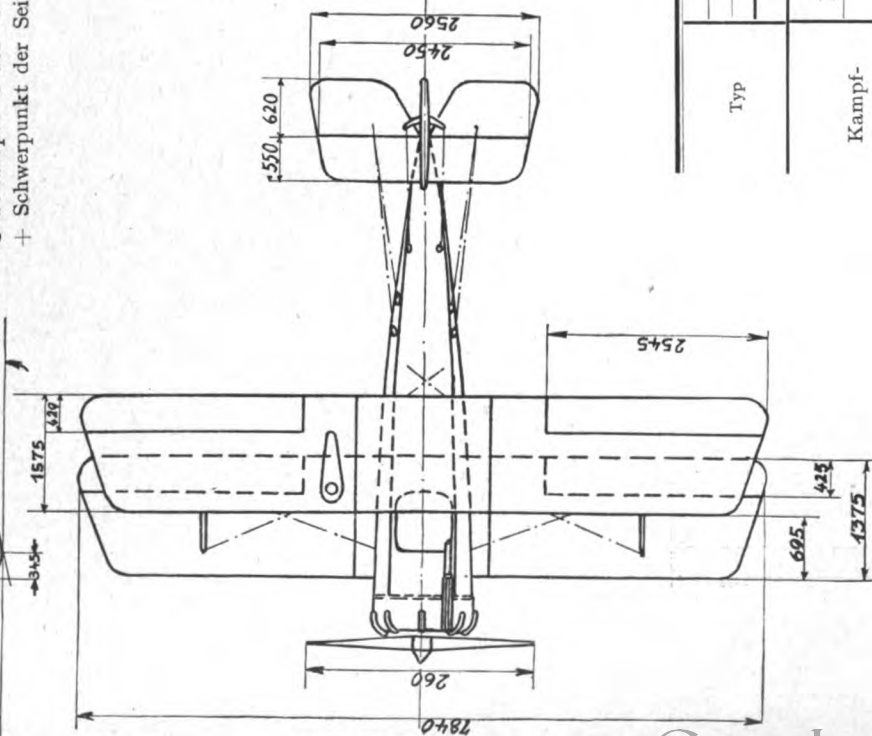


Fig. 7. Der De Havilland V Kampfeinsitzer.



Typ	Motor	Betriebs- stoffe	Tragfläche mit Querruder	Querruder Höhenruder Seitenruder	Anstellwinkel innen außen	Leergewicht Nutzlast Summe	Belastung		Bemerkung.
	Nennwert						$\frac{G}{F}$	$\frac{G}{PSe}$	
	PSe								
	PS	1	m ²	m ²	Grad	kg	kg/m ²	kg/PSe	
Kampff- Einsitzer	Le Rhone	Benzin 126	Oberflügel $2 \times 5,27$	1,10	Oberflügel 2 $2\frac{1}{2}$	461	22,89	3,55	1 starres Maschinen- gewehr
	110/130	Öl i. Tank 21	Unterflügel $2 \times 4,80$	1,26	Unterflügel $2\frac{1}{2}$ $2\frac{1}{2}$	233			
				20,14	Höhenflosse —1°	694	34,4	5,33	

4. Die Höchstgeschwindigkeit für den wagerechten Flug in einer Höhe 3 km über dem Meere soll nicht weniger als 165 km/h sein.

5. Außer einem sehr großen Steigvermögen ist eine hohe Geschwindigkeit erwünscht. Durch Landung bei ruhiger Luft ist zu beweisen, daß der Auslauf nach Berühren des Bodens nicht mehr als 80 m beträgt, und daß die Schwebegeschwindigkeit nicht so groß ist, daß das Flugzeug schwer zu handhaben ist.

6. Das Steigvermögen soll nicht weniger als 3 km in 13 min betragen.

7. Das Flugzeug soll fähig sein (mit der angeführten Nutzlast), in weniger als 30 min 5 km zu erreichen.

8. Der nötige Anlauf bis zum Abheben soll bei ruhigem Wetter 65 m nicht überschreiten.

9. Die Wendigkeit und die allgemeinen Flugeigenschaften des Flugzeuges sollen genügend sein. Die in erster Linie geforderte Eigenschaft ist schnelles Folgen auf Steueraussschläge, mit anderen Worten äußerst leichte Handhabung. Nach Ermessen des Aufsichtsbeamten kann ein Militär-Flugzeugführer das Flugzeug fliegen, wenn es die geforderten Leistungsprüfungen zur Zufriedenheit erfüllt hat, um seine allgemeine Brauchbarkeit für den vorgesehenen Zweck zu beurteilen.

10. Die Steuerfähigkeit auf dem Boden muß genügen. Das Flugzeug muß fähig sein, ziemlich scharfe Wendungen nach rechts und links zu machen und muß bei mäßigem Wind in jeder Richtung geradeaus gerollt werden können.

11. Die Steuerung soll vom Knüppel-Typ sein. Die Handhabung der Steuerung soll sicher, zuverlässig und leichtgängig, in jedem Falle soll die richtige Kraftübersetzung vorhanden sein. Die Motordrossel soll sich rechts, die Anlaßvorrichtung links befinden.

12. Genügende Vorkehrungen müssen getroffen werden, um (je nach Bestellung) ein oder 2 Maschinen-Gewehre anzubringen und damit zu feuern. Eine Einrichtung, mit dem M. G. unabhängig vom Flugzeug zu zielen, ist nicht erwünscht. Die vorgeschlagene Art der M. G.-Anbringung ist vor Einbau dem Kriegs-Departement zur Prüfung vorzulegen. Das M. G. soll von dem in der Bestellung angegebenen Typ sein. Eine geeignete Anordnung der Visiere soll eingebaut werden.

13. Der Brennstoff soll aus einem Falltank dem Vergaser zugeführt werden, dieser muß in allen normalen Fluglagen arbeiten. Es ist sehr wünschenswert, Luftdruck in Brennstoff-tanks zu vermeiden. Falls es notwendig ist, aus dem Haupt-tank in den Falltank zu pumpen, soll die Pumpe eine Saugpumpe sein. Der Haupttank soll in zwei gasdichte Abteilungen unterteilt sein. Selbstdichtende Tanks sind erwünscht.

Bauvorschriften.

Sicherheitszahl: An die Bausicherheit werden folgende Anforderungen gestellt:

A. Flügel und Verstrebung.

Kräfteberechnungen mit den von dieser Behörde gebilligten Verfahren und Beiwerten müssen für hohe und kleine Geschwindigkeit des Flugzeuges durchgeführt werden. Bei den Bedingungen des langsamen Fluges soll die Sicherheitszahl unter keinen Umständen weniger als $5\frac{1}{2}$ betragen. Unter den Bedingungen des schnellen Fluges soll sie nirgends weniger als $4\frac{1}{2}$ sein. Der Berechnung muß das Gesamtgewicht mit der oben aufgeführten Last zugrunde gelegt werden.

B. Rumpf- und Schwanzaufbau.

Der Rumpf vor dem Führersitz soll mit Rücksicht auf die Bedingungen der statischen Beanspruchung bei wogerechter Lage der Luftschraubenachse mit einem Sicherheitsfaktor 10 entworfen werden. Last wie in 2. angegeben.

Der Rumpf hinter dem Führersitz soll Kräften genügen, die nicht geringer als die unter nachstehenden Bedingungen eingesetzten sind.

- Dynamische Belastung von 5 als Folge von schnellen Wendungen beim Abfangen aus dem Gleitflug.
- Außer der oben genannten dynamischen Beanspruchung muß noch mit in Betracht gezogen werden eine auf das Höhenruder wirkende Belastung P , die sich nach der Formel berechnet:

$$P = 0,005 \cdot F \cdot V^2,$$

wo F die gesamte Oberfläche des wagerechten Leitwerks, d. h. der Höhenruder und Höhenflossen ist. Die Einheiten sind kg, m², km/h.

- Weiter muß noch in Betracht gezogen werden die Kraft in den Steuerzügen, die Druck in den Längsholmen hervorruft.

C. Fahrgestell.

Das Fahrgestell soll so entworfen werden, daß man das Flugzeug ohne Beschädigung, voll beladen, mit normal aufgepumpten Luftreifen von 0,25 m Höhe auf einen Holzboden fallen lassen kann. Entwurf und Aufbau des Fahrgestelles und des Schwanzspornes muß als genügend nachgewiesen werden.

Instrumente.

- Kompaß — Sperry — Creagh - Osborne — neuester Marinetyp.
 - Höhenmesser für 5 km. Neuester Typ der Taylor Instrument Company,
 - Uhr — Chelsea,
 - Kartenkasten mit Abrollvorrichtung,
 - Drehzahlmesser.
- Instrumente und Zubehörteile, die in Verbindung mit der Kraftanlage nötig sind.

Patentschau.

Von Ansbert Verreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42c, 42. Sch. 50223. Näherungsverfahren zum Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen. Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H., Darmstadt, und Dr.-Ing. Hans Hoymann, Darmstadt, Kiesstr. 127. A. 6. 7. 16. E. 4. 5. 18.

46b, 2. C. 25393. Steuervorrichtung für zusätzliche Druckluft an Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Kraftfahrzeuge. Niels Anton Christensen, Milwaukee, V. St. A.; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, C. Weihe, Dr. H. Weil, M. M. Wirth, Frankfurt a. M., u. T. R. Koehnorn, Berlin SW 68. A. 17. 12. 14. V. St. Amerika 8. 12. 13. E. 4. 5. 18.

46b, 2. K. 57101. Verbrennungskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Weismüllerstr. 22. A. 9. 12. 13. E. 7. 5. 18.

47a, 16. D. 32219. Maschinengehäuse. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. A. 18. 12. 15. E. 7. 5. 18.

47a, 16. D. 32600. Vorrichtung zur Verhinderung der Fortpflanzung von durch Maschinen bzw. Maschinenteilen erzeugten Geräuschen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. A. 18. 12. 15. E. 11. 5. 18.

47h, 6. Z. 9601. Einrichtung zum Einlaufenlassen und Prüfen von Zahnradgetrieben. Zahnradfabrik G. m. b. H. und Hermann Steinrück, Friedrichshafen a. B. A. 15. 4. 16. E. 4. 5. 18.

77h, 15. S. 43401. Abschußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. A. 21. 5. 15. E. 4. 5. 18.

42c, 36. B. 80323. Melli Beese-Boutard, Berlin-Johannisthal. Verfahren und Vorrichtung zur automatischen Bestimmung der Abtrift von Flugzeugen und Luftschiffen. A. 14. 10. 15. E. 1. 5. 18.

42c, 42. Sch. 52025. Carl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik, Darmstadt, G. m. b. H., Darmstadt, und Dr.-Ing. Hans Heymann, Darmstadt, Kiesstr. 127. Näherungsverfahren zum Auswuchten von Körpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen; Zus. z. Anm. Sch. 50223. A. 2. 3. 17. E. 25. 5. 18.

42d, 3. A. 29243. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Papierführung für registrierende Instrumente mit gradlinigen Ordinaten. A. 14. 4. 17. E. 25. 5. 18.

42d, 3. B. 84531. T. Baewerle & Söhne, St. Georgen i. Schwarzw. Zeitlaufwerk für Registriertrommeln mit mehrfach einstellbarer Umdrehungszeit. A. 8. 9. 17. E. 95. 5. 18.

46c, 5. D. 34035. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal. Antrieb für die Betriebsstoffpumpe von Flugzeugmotoren. A. 21. 12. 17. E. 28. 5. 18.

46c, 17. St. 30300. Adolf Steiner von Eltenberg, Wien, und Paul Hahn, Prag; Vertr.: Bernhard Petersen, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Zündkerze mit Zischhahn. A. 22. 12. 16. E. 1. 4. 18.

46c, 14. H. 70993. Carl Alrik Hult und Oscar Walfrid Hult, Stockholm; Vertr.: Dipl.-Ing. R. Specht, Pat.-Anw., Hamburg. Magnetelektrische Zündmaschine für Explosionskraftmaschinen. A. 26. 9. 16. E. 1. 4. 18.

46c, 29. H. 70841. Eduard Hocke, Berlin, Krüllsstr. 4. Auspufftopf für Verbrennungskraftmaschinen. A. 26. 8. 16. E. 18. 5. 18.

46c, 29. W. 47500. Ernst Wolff, Pforzheim, Bichlerstr. 13. Auspufftopf. A. 7. 2. 16. E. 18. 5. 18.

46d, 10. W. 44819. Karl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Vorrichtung zum Heizen durch fließende Gase. A. 2. 4. 14. E. 1. 5. 18.

Patenterteilungen.

420, 13. 305339. Venturirohr für Geschwindigkeitsmessungen von Gasen. Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4. 27. 3. 17. M. 61094.

46c, 17. 305340. Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen. Karl Otto Landgrebe, Kaulbachstr. 25, u. Fa. Gustav Heyde, Dresden. 20. 4. 16. S. 45203.

46d, 10. 304508. Tangential beaufschlagte Verbrennungsturbine. Johannes Graeb, Halle a. S., Gartenstr. 6. 15. 1. 16. G. 43611.

63c. 674763. Fernsteuerung für Geschwindigkeitswechselgetriebe von Kraftfahrzeugen. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Graf von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. 11. 3. 16. Z. 10681

63c. 674768. Für Kraftfahrzeuge bestimmtes Zahnradwechselgetriebe mit Schaltstangen. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Graf Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. 13. 9. 16. Z. 10947.

77h, 2. 304443. Hülle zur Übertragung der von Gasdruck in den Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. 30. 3. 16. R. 43064.

77h, 621891. Motorenanordnung usw. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H., Lindenthal-Leipzig. 21. 12. 14. D. 28294. 30. 11. 17.

77h, 15. 304015. Bombe mit Fallschirm für Luftfahrzeuge. Ludwig Meyer, Bochum, Hernerstr. 153. 17. 2. 15. M. 57657.

77h, 6. 304039. Propeller. Kurt Fliegel, Propellerbau G. m. b. H., Potsdam. 25. 11. 15. F. 41459.

77h, 674742. Schwimmfähige Tragfläche für Flugzeuge. Heinrich Bier, Budapest; Vertr.: Dipl.-Ing. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. 28. 11. 17. B. 78097. Österreich 27. 4. 16.

87h, 674950. Dreidecker. Hans Schebeler, Hermsdorf, Nrdb., Waldseestr. 33. 8. 11. 17. Sch. 59121.

77h, 675048. Propeller mit durch Metallauflage geschützter Eintrittskante für Flugzeuge. Dr. Arnold Rahtjen, Berlin, Boxhagenerstr. 26. 5. 10. 15. R. 41524.

77h, 9. 305332. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Paul Hammer, Berlin-Lichterfelde. 7. 1. 17. H. 71751.

42c, 27. 305717. Paul Borck, Berlin, Burgstr. 29. und Heinrich Fitte, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8. Anzeigewerk für Benzinbehälter u. dgl. 2. 5. 16. B. 81589.

42c, 35. 305415. The Sperry Gyroscope Comp., Brooklyn, New York, V. St. A.; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Kreiselpaß. 22. 4. 14. S. 42000. V. St. Amerika 7. 3. 14.

42c, 11. 304765. Emil Perman, Stockholm, Schweden; Vertr.: A. Elliot und Dipl.-Ing. R. Geißler, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 48. Kompaß mit durchsichtigen Böden, Spiegelablesung und Dioptern. 23. 12. 14. P. 33051. Schweden 22. 12. 13.

42c, 35. 305769. Elmer Ambrose Sperry, New York, V. St. Amerika; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner, G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Kreiselpaß. 12. 7. 11. S. 34213.

42k, 18. 305477. Emil Schimanek, Budapest; Vertr.: Hans Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Indikator zum Messen des mittleren Druckes in den Zylindern von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978. 27. 6. 17. Sch. 51563. Ungarn 20. 6. 17.

42k, 18. 305746. Emil Schimanek, Budapest; Vertr.: Hans Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Verfahren und Vorrichtung zum Messen des mittleren Druckes in den Zylindern von Kolbenmaschinen; Zus. z. Pat. 300978. 27. 6. 17. Sch. 52063. Ungarn 20. 6. 17.

46c, 21. 304850. Dipl.-Ing. Dr. Paul Wangemann, Berlin-Schöneberg, Freiherr vom Stein-Str. 12. Lamellenkühler für Explosionsmotoren mit auswechselbaren Kühlelementen. 15. 3. 14. W. 44686.

46c, 20. 305341. Alfred Meister, Berlin-Schöneberg, Mühlenstraße 6. Kühler, insbesondere für Flugzeugmotoren. 23. 9. 16. M. 60273.

46b, 2. 305423. H. James Schwade, Erfurt, Bismarckstr. 24. Saugventil für Maschinen mit umlaufenden Zylindern. 18. 9. 12. Sch. 41974.

77h, 6. 305739. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge. 1. 2. 17. R. 44179.

77h, 5. 305383. Julius Wiese, Neuersteinweg 60, und Henry Lachmann, Hochallee 21, Hamburg. Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels. 5. 11. 13. W. 44309.

Erfolgreiche deutsche Kampfflieger.

Zahl ihrer Luftsiege bis zum 1. April 1918.

† Rittmeister Freiherr v. Richthofen	*74	Oberleutnant Auffarth . . .	12
† Leutnant Voß	*48	Leutnant Jakobs	12
† Hauptmann Boelcke	*40	Leutnant Schlenker	12
† Leutnant Gontermann	*39	Vizefeldwebel Könnecke . .	12
† Leutnant Müller, Max	*36	† Oberleutnant Kirmaier . .	11
† Oberleutnant Wolff	*33	† Leutnant von Keudell . . .	11
Leutnant Bongartz	*33	† Leutnant Pfeifer	11
† Leutnant Allmenröder	*30	† Leutnant Theiller	11
† Leutnant Schäfer	*30	Leutnant Odebrett	11
Leutnant Buckler	*30	Vizefeldwebel Altmeier . .	11
Leutnant Freiherr v. Richthofen	*29	† Oberleutnant Berr	*10
Hauptmann Berthold	*28	Oberleutnant Schmidt, Otto	10
† Leutnant von Bülow	*28	† Leutnant Mulzer	*10
† Hauptmann Ritter von Tutschek	*27	Leutnant Matthaei	10
Leutnant Bernert	*27	Leutnant Veltjens	10
Leutnant Wüsthoff	*27	Leutnant Danhuber	10
Oberleutnant Dostler (vermißt)	*26	Leutnant Billik	10
Oberleutnant Schleich	*25	Leutnant Pütter	10
† Leutnant Bochme	*24	Leutnant Windisch	10
Oberleutnant Loerzer	*24	Leutnant Weiß	10
Vizefeldwebel Baumer	23	Leutnant Arntzen	10
Leutnant Klein	*22	Vizefeldwebel Rumey	10
Leutnant Udet	22	Vizefeldwebel Jörke	10
Leutnant Kroll	22	† Leutnant Brauneck	9
† Leutnant Adam	21	† Leutnant Leffers	*9
† Oberleutnant Bethge	20	† Leutnant Schulte	9
† Leutnant von Eschwege	20	Oberleutnant v. Doering . .	9
Leutnant Menckhoff	20	Oberleutnant Reinhard . . .	9
Leutnant Thuy	20	Leutnant Müller, Hans . . .	9
† Leutnant Frankl	*19	Leutnant Ray	9
† Leutnant Baldamus	18	Offizierstellvertreter Mai . .	9
† Leutnant Wintgens	*18	† Offizierstellvertreter Kosmahl	9
Leutnant Kissenberth	18	Oberleutnant Schütz	8
Oberleutnant Goering	17	† Oberleutnant Schilling . . .	8
Leutnant Goetsch	17	Oberleutnant Greiner	8
† Leutnant Heß	17	Oberleutnant Anslinger . . .	8
† Oberleutnant Immelmann	*15	† Leutnant Parschau	*8
† Leutnant Dossenbach	*15	Leutnant Runge	8
† Leutnant Schneider	15	Leutnant Schobinger	8
Leutnant Schmidt, Jul.	15	Leutnant Quandt	8
Leutnant Hanstein (verm.)	15	† Leutnant Hoyer	8
† Leutnant Wendelmuth	14	† Leutnant Güttler	8
† Offizierstellvertreter Nathanael	14	Leutnant Pippart	8
Vizefeldwebel Thom	14	Leutnant Schleifl	8
† Oberleutnant Buddecke	13	Leutnant Ewers	8
Leutnant Loewenhardt	13	Leutnant Thomas	8
Leutnant Böning	13	Offizierstellvertreter EBwein (vermißt)	8
† Leutnant Hoehndorf	*12	† Vizefeldwebel Krebs	8
† Vizefeldwebel Festner	12	Vizefeldwebel Franke	8
† Vizefeldwebel Mannschott	12	Vizefeldwebel Fruhner	8
		† Vizefeldwebel Kampe	8
		Unteroffizier Ulltsch	8

† gefallen,

* mit dem »Pour le mérite« ausgezeichnet.

Mit dem Orden »Pour le mérite« ausgezeichnete Geschwaderkommandeure und Beobachter:

Hauptmann Brandenburg,
† Hauptmann Klein,
Hauptmann Keller,
Oberleutnant Freiherr v. Pechmann
Oberleutnant Fricke,
Leutnant Horn.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Getriebelehre. Eine Theorie des Zwanglaufes und der ebenen Mechanismen. Von Martin Gröbler, Professor an der Technischen Hochschule zu Dresden. Berlin 1917. Julius Springer. 80. VII und 154 Seiten, mit 202 Textfiguren. Preis geheftet 7,20 M.

Wie schon der Titel zum Ausdruck bringt, wird hier die Kinematik auf die »Zwangslauflehre« aufgebaut. Nach einleitenden Betrachtungen werden die Bedingungen der Zwangsläufigkeit ebener, geschlossener, kinematischer Ketten, einfache Beziehungen zwischen der Zahl der Kettenglieder und der ihrer beweglichen Verbindungen, abgeleitet, die übergeschlossenen Ketten kurz betrachtet und dann die Bewegung komplaner Ebenen ausführlich behandelt. Dem abschließenden Kapitel über die praktische Anwendung des Vorgetragenen auf die Aufsuchung neuer Mechanismen ist noch ein zehnter Abschnitt über den Beschleunigungszustand angefügt.

Die Darstellung ist durch zahlreiche Beispiele und Figuren klar und anschaulich gestaltet, die mathematischen Entwicklungen sind erfreulicherweise auf das Notwendigste beschränkt, die Beweise meist elementar gehalten. Die weitgehende Anwendung zeichnerischer Verfahren zur Bestimmung der Geschwindigkeiten und Beschleunigungen trägt hier viel zum Verständnis bei. Dagegen dürfte eine Reihe von Versuchen im Text (z. B. bei der Behandlung der Coriolis-Beschleunigung) und in den Abbildungen störend empfunden werden. Auch wird vielleicht der eine oder andere Leser ein Sachverzeichnis vermissen, während das Fehlen der Literaturnachweise im Vorwort begründet wird. Der Wert des Buches als einer zusammenfassenden Einführung in die Zwangslauflehre wird aber dadurch nicht beeinträchtigt.

Everling.

„La marche sur Trieste“. Documents de la section photographique de l'armée. Fol. 40 S. mit 87 Abbildungen. Verlag: F. Volckmar, Leipzig. Preis: geh. M. 1,50.

Dieses in französischer Sprache geschriebene Werk erscheint wie eine Propagandaschrift der Entente, ist aber ein Werk der österreichisch-ungarischen Heeresleitung. Der kurze Text erläutert die vielen, schönen Bilder nach photographischen Aufnahmen von den Stellungen am Isonzo und dem Vormarsch der Verbündeten nach Italien mit dem Zusammenbruch des italienischen Heeres. Den Überschuß aus dem Verkauf dieses Werkes erhält der »Isonzofond« des österreichisch-ungarischen Heeres.

A. V.

Grundlagen der analytischen Chemie. Von Oswald. 6. Aufl. Okt. 238 S. Verlag: Theodor Steinkopf, Dresden. Preis geb. M. 12,50.

Fliegerhandbuch. Von Eyb. 3. Aufl. Okt. 200 S. mit vielen Abbildungen. Verlag: Richard Karl Schmidt & Co., Berlin W 62, Preis geb. M. 7,50.

Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten. Schriftleitung: Berlin W 9. Leipzigerplatz 13. Inhalt vertraulich. Anträge auf Zuweisung des »Kriegsamt«, Amtliche Mitteilungen und Nachrichten an kriegswirtschaftlich beteiligte Kreise sind mit kurzer Begründung an die zuständige Kriegsamtstelle (Nebenstelle) zu richten, die, sofern dem Antrag stattgegeben wird, eine mit ihrem Dienststempel versehene Adressenkarte zur Ausfüllung und Rücksendung an die Versandstelle übermittelt. Die Lieferung erfolgt an behördliche und in behördlichem Auftrage arbeitende gemeinnützige Stellen (also nicht an Erwerbsunternehmungen) nach Maßgabe des dringenden Bedarfes kostenlos. Die übrigen Bezieher haben eine Gebühr von M. 4 für Stück und Jahrgang 1918 auf Postscheckkonto Berlin 17552 »Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten« einzuzahlen.

Unter den zahlreichen deutschen Kriegszeitungen gibt es eine Gruppe von ganz besonderer Eigenart, die aber trotzdem noch nicht in weiteren Kreisen bekannt geworden ist. Als nach Ausbruch und mit der immer längeren Dauer des Krieges auch die werktätige Bevölkerung in Scharen von Tausenden und aber Tausenden fortgesetzt hinausziehen mußte zur Verteidigung des Vaterlandes, legte sich eine Anzahl deutscher industrieller Unternehmungen und Handelshäuser freiwillig die Pflicht auf, zwischen der heimatischen Arbeitsstätte und den feldgrauen Angestellten und Arbeitern draußen an der Front und in der Etappe oder in entlegenen Garnisonen eine geistige Verbindung aufrechtzuerhalten. So entstanden unter den verschiedensten Titeln periodisch oder auch nur nach Bedarf erscheinende Kriegszeitungen der Industrie und des Handels von größerem oder geringerem Umfange. Niemand außer den direkt Beteiligten hat sich bisher um diese Zeitungen gekümmert, und so liegt die Gefahr nahe, daß sie bald nach dem Kriege verschwinden, während andere Kriegszeitungen in Sammlungen und Archiven der Nachwelt erhalten bleiben. Das „Deutsche Kriegswirtschaftsmuseum“ in Leipzig hat in richtiger Würdigung dieser Verhältnisse neuerdings eine Sammlung der besonderen Betriebs-Kriegszeitungen angelegt, und bittet alle in Betracht kommenden Firmen um deren Überweisung in einzelnen Nummern oder geschlossenen Jahrgängen. An keiner anderen Stelle können die Blätter besser aufbewahrt, in ihrer Gesamtheit anschaulicher vorgeführt und späterer Forschung ergiebiger nutzbar gemacht werden, und nirgends würde ihr Fehlen mehr zu beklagen sein als gerade im Deutschen Kriegswirtschaftsmuseum.

Deutscher Telegrammschlüssel für die Technische Industrie. (Ingenieur-Code) von Ing. Leo Galland, Berlin. Fol. 866 Seiten mit 400 Abbildungen. Verlag: M. Krayn, Berlin W 10. Preis: geb. M. 120.

Karbidmangel. Vorschläge, das Azetylen oder Brenngas zur autogenen Schweißung durch andere Arbeitsverfahren zu ersetzen. Von Ing. Theo. Kautny, Düsseldorf. Oktav. 32 S. Preis geh. M. 1. Verlag Karl Machold, Halle a. S.

Das kleine Werk ist für die Kriegszeit geschrieben. Das Karbid wurde beschlagnahmt und wird nur an besonders kriegswichtige Betriebe abgegeben. Als Ersatz empfiehlt Kautny Blaugas und Wasserstoffgas. Letzteres jedoch nur gut für Bleche bis 3 mm. Für viele Zwecke eignet sich die elektrische Schweißung. Zum Schluß gibt der Verfasser Winke wie Karbid gespart werden kann.

A. V.

Grundlagen der Elektrotechnik. Aus Natur und Geisteswelt, Band 391. Von A. Rotth. Oktav. 173 Seiten mit 74 Abbildungen. Preis geb. M. 1,50.

Das kleine Werk ist für Laien bzw. Anfänger geschrieben und gibt einen Überblick über die Grundlage der Elektrotechnik. Seine Ergänzung bilden die Bände 424, 050 und 071 der gleichen Bibliothek.

Jahrbuch der technischen Zeitschriften-Literatur (technischer Index). Auskunft über Veröffentlichungen der technischen Fachpresse nach Sachgebieten, mit Technischem Zeitschriftenführer. Ausgabe 1917 für die Literatur des Jahres 1916. Von Heinrich Rieser. Verlag für Fachliteratur, G. m. b. H., Berlin W 62, und Wien I. Preis M. 5.

Die technische Zeitschriftenliteratur bildet heute in gewissem Sinne ein Nationalvermögen, dessen Zinsen in der Vervollkommnung der Bauweisen und Verbilligung der Verfahren bestehen; sie ist für den Fachmann ein Schatz an Erfahrungen, deren Besitz jedem Berufenen die Wiederholung kostspieliger Versuche und Fehler erspart und der ihn befähigt vorauszusehen, wo er sonst nur vermuten könnte.

Bei der maßlosen Inanspruchnahme des heute im technischen Leben Tätigen und der Flut der in den zahllosen Fachblättern andauernd erscheinenden, oft wertvollen Aufsätze ist es indessen nicht zu vermeiden, daß dem Fachmanne wissenschaftliche Aufsätze unbekannt bleiben und er sich bei Anhäufung solcher Versäumnisse unbewußt der Gefahr der Rückständigkeit und Abhängigkeit von Besserwissenden aussetzt.

Zu seiner Erleichterung der Lage steht nun dem Fachmann im Rieserschen »Jahrbuch der technischen Zeitschriften-Literatur« ein Behelf zur Seite, der das in zahllosen Zeitschriftenaufsätzen niedergelegte Tatsachen-, Gedanken- und Erfahrungsmaterial planmäßig und in leicht benutzbarer Ordnung nachweist, und damit jedermann einen bequemen Überblick über die periodische technische Literatur gewährt. Jede gesuchte Veröffentlichung auf einem bestimmten Fachgebiete läßt sich sofort finden.

Als Erfordernis für die Organisation technischer Bureaus sowie insbesondere zur Bewältigung der Anforderungen des nach dem Kriege zu erwartenden neuen Lebens sollte das »Riesersche Jahrbuch«, dessen 4. Jahrgang in der Ausgabe 1917 vorliegt, bei technischen Behörden, in den Konstruktionsbureaus der Großbetriebe, Bau- und Ingenieurbureaus, in technischen Büchereien und Lehranstalten, Fabriksarchiven sowie bei den ausübenden Ingenieuren und Architekten nicht fehlen. Den aus dem Felde zurückkehrenden Ingenieuren und Technikern wird es bei der Wiederaufnahme ihrer früheren Berufstätigkeit von besonderem Vorteil sein.

In der neuen Ausgabe ist auch das Gebiet »Luftfahrt« besonders behandelt.

Einführung in die Mechanik. Mit einfachen Beispielen aus der Flugtechnik. Von Dr. Theodor Pöschl, o. ö. Professor an der k. k. Deutschen Technischen Hochschule in Prag. Oktav. 321 Seiten mit 102 Abbildungen. Verlag Julius Springer, Berlin.

Blöilötung. Eine Anleitung für Bleilöter. Von Ing. Theo. Kautny, Düsseldorf. Oktav. 188 Seiten mit 204 Abbildungen. Verlag Karl Machold, Halle a. S. Preis geh. M. 2.

Ingenieur Kautny ist als Fachmann für Lötung und Schweißung rühmlichst bekannt. Das vorliegende Werk ist ein leicht verständlich geschriebenes Hilfsbuch für den Facharbeiter und sollte in keiner Fabriksbibliothek fehlen.

A. V.

Die Metalle, ihre Gewinnung und Eigenschaften. Zusammenge stellt, vornehmlich für Autogenschweißer, von E. de Syo, München. Oktav. 76 Seiten mit 12 Abbildungen. Verlag Karl Machold, Halle a. S. Preis geh. M. 1,80.

Das kleine Werk ist eine Ergänzung des Werkes über Autogenschweißung von Kautny im gleichen Verlage.

A. V.

Luftschaubenenuntersuchungen. Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der Deutschen Industrie für 1913—1915. Von Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann. Drittes. ab-

schließendes Heft, hauptsächlich bearbeitet von Dr.-Ing. Carl Schmid. München u. Berlin 1918, R. Oldenbourg. 4^o. 47 Seiten. mit 99 Abbildungen und 28 Zahlentafeln. E.

Neue Normblätter. Der Normenausschuß der Deutschen Industrie veröffentlicht in Heft 2 seiner Mitteilungen neue Entwürfe für
D I Norm 5 (Entwurf 2) Zeichnungen, Blattgrößen.
D I Norm 6 (Entwurf 1) Zeichnungen, Anordnungen der Ansichten und Schnitte,
D I Norm 7 (Entwurf 1) Zylinderstifte,
D I Norm 8 (Entwurf 1) Gewichte der Zylinderstifte,
D I Norm 9 (Entwurf 1) Kegelschrauben für Stiftlöcher,
D I Norm 10 (Entwurf 1) Vierkante für Werkzeuge.

Die Entwürfe sind in verkleinertem Maßstabe mit Begleitberichten in der Zeitschrift des V. d. I. Nr. 15 v. 13. 4. 1918 bekanntgegeben. Abdrücke der Normblätter in natürlicher Größe werden Interessenten auf Wunsch von der Geschäftsstelle des Normenausschusses der Deutschen Industrie, Berlin NW 7, Sommerstraße 4 a, zugestellt, der auch Einwände mitzuteilen sind.

Flugmotoren. Von Ing. Max Schanzer und Ing. Stephan Balog. Kl.-Okt. 93 S. mit 49 Abbildg. Verlag Waldheim-Eberle A.-G., Wien. Preis geb. M. 4,20 und 10% Kriegszuschlag.

Das kleine Werk ist in Form von 23 Briefen an einen Freund für Laien sehr leicht verständlich geschrieben. Es wird besonders auf die in Österreich gebauten Motoren Rücksicht genommen, namentlich den österr. »Daimler«. Papier und Ausstattung sind kriegsgemäß. A. V.

Über die spezielle und die allgemeine Relativitätstheorie. Von A. Einstein. 2. Auflage 1917. Sammlung Vieweg, Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik. Okt. 70 S. Verlag: Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig. Preis geh. M. 2,80 + 25% Zuschlag.

Das Buch soll auch solchen Lesern, welche die Mathematik nicht beherrschen, eine möglichst exakte Einsicht in die Relativitätstheorie gewähren, also vom allgemein wissenschaftlichen Standpunkt. Im ersten Teil des Buches behandelt Einstein die spezielle Relativitätstheorie, in besonderen Paragraphen, Raum und Zeit, Geschwindigkeit, Gleichzeitigkeit, räumliche Entfernung, unter Verwertung der Arbeiten von Lorentz, Fizeau (Additionstheorien der Geschwindigkeiten) Minkowski (vierdimensionaler Raum).

Der zweite Teil behandelt die allgemeine Relativitätstheorie, das Gravitationsfeld und die Lösung des Gravitationsproblems auf Grund des allgemeinen Relativitätsprinzips. Das Buch ist nicht so leicht verständlich, als es der Verfasser meint, wird aber zweifellos viel beitragen, die Relativitätstheorie weiteren Kreisen bekannt-zumachen.

Die Steuerbilanz. Die buchtechnisch und steuerlich richtige Ermittlung des Reingewinns, nebst wichtigen Entscheidungen des Oberverwaltungsgerichts und den in Frage kommenden Bestimmungen des Handelsgesetzbuches. Von Jakob Moser, Frankfurt a. M., Diplomhandelslehrer und beedigter Bücherrevisor. Zweite Auflage. 1918. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C 2. Preis geb. M. 2,20.

In diesem Buche wird die Gewinnermittlung nach der einfachen und im Anschluß daran nach der doppelten Buchführung bei den einzelnen Handelsgesellschaften (Aktien-Gesellschaften, G. m. b. H., offene Handelsgesellschaften usw.) und bei der Einzelhandlung in gemeinverständlicher Weise dargestellt und dabei aus der Praxis herausgegriffen, vom korrekten Standpunkt abweichende, im Kaufmannsstande übliche Verfahren mitbesprochen. Besonders hingewiesen wird auf die zweckmäßige Behandlung der Fragen über die Abschreibungen und über die Reservefonds-Bildungen.

Dieses Buch gibt dem Kaufmann in Bezug auf die Einrichtung seiner Bilanzen Fingerzeige, wie er dieselben steuertechnisch aufzumachen hat, um den Anforderungen des Einkommensteuergesetzes zu genügen und somit Unannehmlichkeiten, die ihm im anderen Falle seitens der Steuerbehörde entstehen würden, zu vermeiden. Das Buch bringt außerdem die wesentlichsten einschlägigen gesetzlichen Bestimmungen und Entscheidungen des Oberverwaltungsgerichts.

„Störungen an Betriebsmaschinen“ mit besonderer Rücksichtnahme auf die Behandlung derselben für Industrielle, Werkmeister, Monteure, Maschinensführer, Heizer u. dgl. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. 2. Auflage. Okt. 125 S. mit 69 Abbildungen. Preis in Leinwand gebunden M. 4. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West.

Das in zweiter Auflage vorliegende Buch ist für in der Praxis stehende Fachleute, wie Maschinenmeister, Monteure, Heizer usw., geschrieben und befaßt sich in der Hauptsache mit Störungen und Ausbesserungen an Betriebsmaschinen, wie Dampfkesseln, Dampfmaschinen, Verbrennungskraftmaschinen, Kompressoren, Pumpen, Transmissionen, Rohrleitungen etc.

Da die betr. Störungen meist auf vorausgehende unsachgemäße Behandlung beruhen, lehrt der Verfasser die richtige Be-

handlung und Wartung der Maschinen und gibt Fingerzeige, wie sich Störungen erkennen und durch geeignete Eingriffe rechtzeitig beschränken bzw. vermeiden lassen. A. V.

Die Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. 6. vermehrte Auflage. Okt. 162 S. mit 129 Abbildungen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West. Preis in Leinwand gebunden M. 4,50.

Ein derartiger Leitfaden für eintretende Störungen an elektr. Maschinen, Apparaten und Leitungen ist durch den lang andauernden Krieg um so mehr erwünscht, als die Maschinen durch ihre starke Inanspruchnahme in vielen Fällen ihren Dienst versagen.

Somit dürfte sich der kleine Ratgeber, der gegenüber den älteren Auflagen eine Vermehrung erfahren hat, in allen vorkommenden Fällen in der Hand von Maschinisten, Installateuren, Monteuren, Werkmeistern usw. auch weiterhin bewähren und auch den Besitzern elektr. Anlagen Nutzen bieten.

Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete, zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. 3. vermehrte Auflage. Okt. 153 S. mit 142 Abbildungen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West. Preis in Leinwand gebunden M. 4,80.

In dem in neuer und vermehrter Auflage erschienenen Buch gibt der Verfasser dem in der Praxis stehenden Schlosser, Monteur usw. eine Handhabe, wie die verschiedenartig in der Praxis vorkommenden Arbeiten in Ermangelung entsprechender Spezialwerkzeuge oder Maschinen oft mit primitiv hergestellten Hilfsvorrichtungen ausgeführt werden können, um hierdurch schneller, billiger und manchmal sogar genauer zu arbeiten. Der Stoff ist nach der Art der Metallbearbeitung geordnet und der Text durch geeignete Skizzen und Abbildungen erläutert. Das Buch ist übersichtlich eingeteilt und leichtfaßlich geschrieben und ist als Leitfaden namentlich für emporstrebende junge Fachleute geeignet.

Das Fräsen von Stirnräder. 2. Auflage. Okt. 24 S. mit 10 Abb. Herausgegeben von Ludwig Loewe & Co. A.-G. Berlin NW 87, Huttenstr. 17/19.

In diesem Heft werden die beiden Arten des Fräsen von Stirnrädern verglichen und dem Fräsen mittels hinterdrehten Fassonfräsen mit dem Profil der Zahnflanken gegenüber dem Fräsen mit schneckenartig gebildeten Fräsern der Vorzug gegeben. A. V.

Die Sprengstoffe. Von R. Biedermann. 2. Auflage. Bd. 286 der Sammlung: aus Natur und Geisteswelt. Okt. 128 S. mit 12 Abb. Verlag B. G. Teubner, Leipzig und Berlin. Preis geb. M. 1,50 + 30% Zuschlag. Das Werk ist aus einer Reihe von Vorträgen entstanden und schildert zunächst die geschichtliche Entwicklung der Sprengstoffe. Im zweiten Teil die Theorie und im dritten Teil die Technologie der Sprengstoffe. Ein Sachregister und ausführliches Literaturverzeichnis sind beigelegt. Das leicht faßlich geschriebene, gut ausgestattete Buch dürfte jetzt in der Kriegszeit viele Interessenten finden. J. S.

Materialienkunde. Von Karl G. Kühne. Bd. 5. Klasing's Flugtechnische Sammlung. Kl. Okt. 117 S. mit 21 Abbildungen. Verlag Klasing & Co. G. m. b. H. Berlin W 9. Preis geh. M. 1,80.

Verfasser behandelt in dem Buch alle Materialien und Betriebsstoffe für Flugzeuge nach folgender Einteilung: 1. Betriebsstoffe wie Benzin, Öl, Wasser usw. 2. Bau- und Hilfsstoffe, wie Hölzer, Metalle, Bepannungsstoffe, Gummi, Fiber, Zellon, Kapok. 3. Stoffe für den Werkstattgebrauch, Lote, Schweißmittel, Härtemittel, Leime, Lacke bzw. Imprägnierungsmittel, Rostschutzmittel. In einem Anhang sind die Stoffe bezüglich ihrer Eigenschaften (Festigkeit, Gewicht etc.) in Tabellen zusammengestellt. Das Buch ist ein wertvolles Hilfsbuch für den Ingenieur und Betriebsleiter, aus der Praxis für die Praxis geschrieben. A. V.

Der Flugmeister. Von Oberflugmeister A. Bortels. Was der Flugzeugführer und Beobachter von der Navigation wissen muß. Dritte verbesserte Auflage 1918. Kl. Okt. 137 S. mit 12 Abbildungen. Verlag Dietrich Reimer (Ernst Vohsen) Berlin SW. Der Verfasser hat die Fragen- und Antwortenform gewählt, weil das Buch namentlich Unterrichtszwecken dienen soll. Außer der Navigation und den notwendigen Instrumenten und Karten enthält das Werk Kapitel über die erste Hilfe bei Unfällen, einen Kalender, Münzen-, Gewichts-Tabellen usw. A. V.

„Bagdad—Babylon—Ninive“. Von Sven Hedin. Große Ausgabe. Quart 420 S. mit 240 Abbildungen und 1 Karte. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig. Preis geb. M. 12.

Das Werk des berühmten Weltreisenden ist sein Bericht über seine letzte Orientreise. Sven Hedin bereiste ganz Mesopotamien zum Teil als Begleiter des Herzogs Adolf Friedrich zu Mecklenburg, dem der Verfasser sein Werk gewidmet. Das Werk bespricht sehr ausführlich die Kriegsverhältnisse, besonders den Krieg der Türkei

gegen England und Rußland und die Unterstützung der Türkei durch Deutschland, wobei Sven Hedin die Verdienste würdigt, die sich Feldmarschall von der Goltz als Organisator des türkischen Heeres erworben hat. Sehr ausführliche und interessante Kapitel sind den Ruinen von Babylon und Ninive gewidmet. Vorzügliche Abbildungen, nach photographischen Aufnahmen und Zeichnungen, begleiten den Text. Entsprechend dem wertvollen geistigen Inhalt hat der Verlag das Werk auch ausgestattet, Papier und Druck sind vorzüglich und infolge der guten Vorlagen und der Klischees sind auch die Abbildungen sehr schön.

Aus dem Inhalt:

Die Türkei und der Weltkrieg. Auf dem Euphrat. Unter Nomaden und armenischen Flüchtlingen. Deutsche Artillerie auf dem Wege nach Bagdad. Bagdad einst und jetzt. Von der Goltz und Moltke. Kut-el-Amara. Fahrt nach Babylon. Bibel und Babel. Die Ruinen Babylons. Sumarra, die Hauptstadt des Kalifen Mutawakkil. Die Karawane des Herzogs. Die Königstadt Assur. Erlebnisse auf der Etappenstraße. Mosul. Ninive. Die Keilschrift und die älteste Bibliothek der Welt. Über Mardin nach Aleppo. Assyrien und Babylonien. Das Werk ist eine Zierde für jede gute Bibliothek. A. G.

Die moderne Vorkalkulation in Maschinenfabriken. Handbuch zur Berechnung der Bearbeitungszeiten an Werkzeugmaschinen auf Grund der Hauptzeitberechnung nach modernen Durchschnittswerten; für den Gebrauch in der Praxis und an technischen Lehranstalten. Von M. Siegrist, technischer Kalkulator unter Mitarbeit von F. Bork, Betriebsingenieur. 3. Auflage, 1918. Gr. Okt. 148 S. mit 63 Abbildungen und 81 Tabellen. Verlag M. Krayn, Berlin W 10. Preis geb. M. 6. Das Buch ist für Betriebsingenieure, Werkmeister und Kalkulatoren in Maschinenfabriken bestimmt. Die Einteilung erfolgt nach den verschiedenen Werkzeugmaschinen, Hobelmaschinen, Drehbänken, Schleifmaschinen, Fräsmaschinen und Bohrmaschinen. Die Ermittlung der Bearbeitungszeiten erfolgt nach der Schnittgeschwindigkeit und dem Vorschub für die verschiedenen Materialien auf Grund praktischer Betriebserfahrungen. Sehr übersichtlich sind die Tabellen und Diagramme. Für jeden Betriebsleiter ist das Buch von größtem Wert. A. V.

Die Treibmittel der Kraftfahrzeuge. Von Ed. Donath und A. Griger. Professoren an der K. K. Deutschen Franz Joseph-Technischen Hochschule in Brünn. Gr. Okt. 171 S. mit 7 Abbildungen. Verlag Julius Springer, Berlin. Preis M. 6,80.

Die Einteilung des Stoffes erfolgt nach dem Ursprungsmaterial bzw. der Gewinnung der Betriebsstoffe. Zuerst werden die chemisch-physikalischen Vorgänge im Explosionszylinder der Motoren behandelt, dann die Treibmittel, welche aus Erdöl gewonnen werden, wie Benzin, Gasolin, Petroleum und Erdgas. Es folgen die Treibmittel aus Braunkohlen- und Schiefernteer, dann aus Steinkohlenteer, wie Benzol und Naphthalin. Der Spiritus und Mischungen ver-

schiedener Treibmittel werden besprochen, ebenso die Mittel zur Erhöhung der Explosionsenergie. Auch die Untersuchung der Treibmittel wird behandelt; namentlich nach der Drakorubin-Probe nach Dr. Dietrich-Helfenberg. Zum Schluß wird verglichen das Elektromobil und der Dampfwagen besprochen. Das Buch ist für jeden Automobilfachmann und Besitzer von großem Wert. A. V.

Die Linde, ein Fliegertraum. Von G. v. d. Borne. Gr. Okt. 36 S. mit 3 Bildern nach Zeichnungen von Maler A. Brendel. Ein reizend geschriebenes Buch, halb Phantasie, halb Wirklichkeit. Die Handlung spielt in der Gegenwart auf dem Kriegsschauplatz in Flandern. Die Geschichte ist so fesselnd und schön geschrieben, daß ich das Buch dreimal gelesen habe.

Im Selbstverlag des Verfassers Rittmeister, Prof. v. d. Borne in Berlin O, Köpenickerstr. 154. A. V.

Fliegerkalender 1918. Herausgegeben von der Druckerei der Inspektion der Fliegertruppen Charlottenburg 5. Preis geh. M. 1. Von diesem Kalender (besprochen in Heft 23/24) ist bereits die 2. Auflage erschienen, da die erste in wenigen Wochen vergriffen war. A. V.

Taschenbuch der Kriegsflotten 1918. Von Kapitänleutnant H. Weyer. XIX. Jahrg. Okt. 574 S. mit vielen Abbildungen, Schattenrissen, Tabellen und einer bunten Flaggentafel. Verlag J. F. Lehmann, München. Preis geb. M. 6.

Diese Ausgabe des bekannten und geschätzten Taschenbuches ist die fünfte, welche im Verlauf des Weltkrieges erscheint. Die Angaben über die deutsche Kriegsflotte und die unserer Verbündeten können aus militärischen Gründen nicht vollständig sein, sie gründen sich auf den Stand vor dem Kriege, doch sind auch mehrere, während des Krieges fertiggestellte Neubauten aufgeführt. Die Angaben über die Flotten der fremden Staaten, namentlich der feindlichen Staaten, sind so vollständig als möglich, d. h. soweit Nachrichten darüber zu erlangen waren. Sehr übersichtlich ist die Zusammenstellung der feindlichen Kriegsschiffverluste und der Verluste, welche die feindlichen und im Solde des Feindes fahrenden neutralen Handelsflotten erlitten haben. Für jeden Interessenten, der den Seekrieg verfolgt, ist der Weyer unentbehrlich. A. V.

Bodenreform, Deutsche Volksstimme, Frei Land. Organ der Deutschen Bodenreformer. Leitung: Adolf Damaschke. Verlag: J. Harwitz Nachf., G. m. b. H., Berlin.

Nummer 1 bis 3, 1918. Aus dem Inhalt: Der Weg der Kriegerheimstätten, Äußerungen von Generalfeldmarschall v. Hindenburg, Generalquartiermeister v. Ludendorff und Feldsanitätschef v. Schjerning zur »Arbeit des Hauptausschusses für Kriegerheimstätten« und Vorträgen von Damaschke im Großen Hauptquartier. — Die Bolschewiki. Der russische Anarchismus und die Steuerfrage. Die Bodenreformsteuern in der Praxis. Ein Arbeiterwort zu den Briefen von Hindenburg und Ludendorff.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. IV. Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Hamburg am 16. bis 18. April.

Am 16. waren Sitzungen der Unterausschüsse und des Vorstandes in den Räumen des Hotels »Vier Jahreszeiten«. Die wissenschaftlichen Vorträge fanden am 17. und 18. im Weißen Saal des Curiohauses, Rothembachchaussee 8/12, von 9¹/₂ h vormittags ab statt.

Die Vorträge behandelten den militärischen Flugbetrieb, die Theorie des Fluges, die Entwicklung des Flugwesens sowie der Motoren im Kriege und über den Wetterdienst. Interessante Filmvorführungen bildeten den Schluß.

Nach vierjähriger, durch den Krieg erzwungener Pause hat die Tätigkeit der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt neu begonnen, und es gereicht dem Vorstand zu besonderer Befriedigung, daß die schwere Zeit erzwungenen Stilllebens vorüber ist.

Mit besonderer Freude erfüllte uns die Möglichkeit, nach langer Zeit alte Freunde wieder begrüßen zu können und im Meinungsaustausch neue Anregungen zu empfangen.

Den Dank für das Gelingen und den Erfolg der Versammlung schulden wir vor allem den militärischen Stellen, dem General der Luftstreitkräfte, der Inspektion der Fliegertruppe, dem Marine-Flugchef, die uns aufs wirksamste unterstützt haben dadurch, daß sie den ihnen unterstehenden Sach-

verständigen die Genehmigung zur Abhaltung der Vorträge erteilten.

Noch war freilich der Druck der Zensur nur gemildert, nicht aufgehoben. Wir leben aber der Hoffnung, daß unsere nächste Ordentliche Mitglieder-Versammlung im Frieden nach glorreichem Sieg stattfinden wird. Dann wird nur die eine Schwierigkeit bestehen, aus dem großen wissenschaftlichen Material die passendste Auswahl zu treffen. So blickt die Gesellschaft mit voller Zuversicht in die Zukunft.

2. Auszeichnungen unserer Mitglieder:

Unser Mitglied, Herr Professor Hans Goldschmidt in Essen wurde von der Technischen Hochschule zu Dresden wegen seiner Verdienste um die Aluminothermie zum Dr.-ing. ehrenhalber ernannt;

Herr Dipl.-Ing. E. Schwerin erhielt die Doktorwürde seitens der Kgl. Techn. Hochschule zu Berlin auf Grund seiner Dissertation »Über Spannungen in symmetrisch und unsymmetrisch belasteten Kugelschalen (Kuppeln) insbesondere bei Belastung durch Winddruck«.

3. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Herr Dipl.-Ing. Karl Bauer ist seit 1. Februar als Technischer Direktor der Junkers-Fokker-Werke A.-G. in Dessau tätig und wohnt Herzogsallee 11, II.

Ferner erhalten wir die Nachricht, daß Herr Professor Pringsheim, Mitglied der Universität Breslau, verstorben ist.

Die Geschäftsstelle.

Die IV. ordentliche Mitgliederversammlung

der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt fand am 16.—18. April nach dreijähriger Pause zum erstenmal im Kriege statt unter Leitung des Geheimrats Dr. von Böttinger. Der erste Tag war den Sitzungen der Ausschüsse und des Vorstandes gewidmet. Besonders wichtig und interessant waren die Sitzungen des Ausschusses für Navigierung und desjenigen für konstruktive Fragen. Der Ausschuß für Navigierung unter Leitung des wirl. Admiralitätsrat Capelle beschloß auf den verschiedenen hier in Betracht kommenden Gebieten: dem Orientierungswesen, dem Karten- und Instrumentenwesen durch Sachverständige Zusammenstellungen über den gegenwärtigen Stand der Technik machen zu lassen und forderte hierfür die nötigen Geldmittel an. Der Ausschuß für konstruktive Fragen unter Leitung Prof. Reißners beriet über die Festigkeitsberechnung der Zellen von Mehrdeckern. An der interessanten Besprechung beteiligten sich außer dem Vorsitzenden namentlich die Herren Geheimrat Müller-Breslau, Prof. Junkers und Prof. Baumann mit wichtigen Mitteilungen. Der Nachmittag gehörte der Vorstandssitzung.

Der 17. vormittags vereinigte die Gesellschaft zur geschäftlichen Hauptversammlung unter ihrem Vorsitzenden, dem Geheimrat von Böttinger. Über 200 Personen waren von nah und fern herbeigeeilt. Der Vorstand war vertreten außer durch den Vorsitzenden noch durch Major Dr. von Parseval und Prof. Dr. Prandtl. Unter den Mitgliedern bemerkte man Seine Exzellenz General von Haenisch, General Oschmann, Geheimrat Krüß, Kapitän Kranzbühler, Wirl. Admiralitätsrat Capelle, Linienschiffsleutnant Boykow, als Vertreter der österr. Militärbehörde, Major Wagenführ, Major Seitz. Ferner Prof. Ahlborn, Hamburg, Prof. Baumann von den Zeppelinwerken Staaken, Prof. Bendemann, Prof. Berson, Direktor Fröbus, Dr. Goldschmidt, Essen, Geh. Hofrat Prof. Grübler, Dresden, Geh.-Rat Hergesell, Lindenberg, Prof. Krell, Siemens-Schuckertwerke, Marinebaurat Laudahn, Baumeister Gustav Lilienthal, Reichsrat O. von Miller, München, Geh. Rat Müller-Breslau, Admiral Mauve, Herr Max Oertz aus Hamburg, Prof. Dr. Pröll, Hannover, Herr Fokker in Schwerin, Dipl.-Ing. Dorner, Dipl.-Ing. Windhoff und viele andere.

An Gästen aus Hamburg waren erschienen: die Vorsitzenden der Handelskammer, Herr Heye und Herr Krogmann, außerdem Herr Pfaffe und viele Gäste aus der Hamburger und der übrigen Flugzeugindustrien, für deren Erscheinen wir besonderen Dank sagen. Eine besondere Ehrung erfuhr die Gesellschaft durch den Besuch des regierenden Bürgermeisters von Hamburg, Dr. Melle und des kommandierenden Generals Exzellenz von Falk.

Der Vorsitzende eröffnete die Tagung mit einer längeren Ansprache in der er zunächst dem großen Bedauern Ausdruck gab, daß der Ehrenvorsitzende der Gesellschaft Se. Kgl. Hoheit Prinz Heinrich von Preußen am Erscheinen verhindert war; dann begrüßte er die Ehrengäste, worauf der Vertreter der Handelskammer erwiderte, und nachdem noch Geh. Prof. Grübler die Grüße des Sächsischen Vereines für Luftschiffahrt überbracht hatte, wurde zur Tagesordnung übergegangen. Der Vorsitzende legte dar, daß die Abhaltung der satzungsgemäßen Mitgliederversammlung 3 Jahre lang unmöglich gewesen sei, weil die Behörden die Genehmigung zu wissenschaftlichen Vorträgen versagten, und gab interessante Mitteilungen über die Entwicklung des Kaiser Wilhelm-Instituts für Aerodynamik in Göttingen, das einen Luftstrom von 60 m Geschwindigkeit erzeugen kann, in welchem die Widerstände von Modellen geprüft werden, ein Wind, in welchem kein Mensch mehr sich aufhalten kann. Ferner berichtete er über die Schaffung eines Reliefs zu Ehren des ältesten deutschen Fliegers Otto Lilienthal, das durch Vermittlung der W. G. L. dem Deutschen Museum in München von einer Anzahl Luftfahrtvereine gestiftet wurde. Schließlich berührte der Bericht auch die mit dem Aero-Club, dem Luftfahrerverband, dem Luft-

flottenverein, dem Luftfahrerdank und dem deutschen Frauenbund gepflogenen Verhandlungen zur Gründung einer, allt deutschen Luftfahrtvereinigungen umfassenden Organisation. Diese Bestrebungen seien nur teilweise von Erfolg begleitet gewesen, da nicht sämtliche Vereinigungen dem Arbeitsausschuß der deutschen Luftfahrt beigetreten seien. Die Wissenschaftliche Gesellschaft habe sich deshalb gleichfalls fernhalten müssen, werde aber bestrebt sein, sich gegenseitig zu fördern und mit dem Arbeitsausschuß die besten Beziehungen zu unterhalten. Die Versammlung hörte darauf die Berichte der technischen Ausschüsse und den Haushaltbericht und erteilte dem Kassenwart Entlastung. Dem Ausschuß für Navigierung wurden für Honorare und Drucklegung wissenschaftlicher Arbeiten M. 6000 bewilligt.

Nummehr begannen die wissenschaftlichen Vorträge, leider war der Inspekteur der Fliegertruppen, Herr Oberstleutnant Siegert an die Front berufen und verhindert, seinen mit großer Spannung erwarteten Vortrag über »Flieger an der Front und in der Heimat« zu halten. Somit eröffnete Prof. Bendemann mit seinem Vortrag über die »feindlichen Flugwissenschaften im Kriege« den Reigen. Er entrollte ein fesselndes Bild, namentlich von der Tätigkeit der Engländer, deren wissenschaftliche Arbeit in der Formgebung ihrer Flugzeuge durchzufühlen ist. Hierauf folgte Prof. Ahlborn mit einem Vortrag über den »Segelflug der Vögel«. Diese anscheinend unbegreifliche Erscheinung wird aus den unregelmäßigen Bewegungen der Luft in Verbindung mit den elastischen Eigenschaften des Vogelgefieders erklärt. Einen sehr wichtigen, aber nicht ganz leicht verständlichen Vortrag hielt Prof. Dr. Prandtl über »Tragflächenauftrieb und Widerstand in der Theorie«. Er legte die Fortschritte der Wissenschaft in der Berechnung dieser Größen dar und zeigte, daß diese schwierigen Aufgaben in den letzten Jahren der Lösung wesentlich nähergebracht worden sind. Hierauf entrollte Oberleutnant Hoff ein glänzendes Bild von der »Entwicklung des Flugwesens im Kriege« von der guten alten, schwerfälligen Taube an, bis zum heutigen Kampfeinsitzer und zum Großflugzeug. Er zeigte, wie sich das Flugzeug nach den verschiedensten Richtungen hin spezialisiert hat. Der Abend des 17. vereinte die Gesellschaft zu einem zwanglosen Abendessen im Hotel »Vier Jahreszeiten«. Hierbei hielt Geheimrat von Böttinger den Trinkspruch auf Seine Majestät den Kaiser und den Prinzen Heinrich, den Ehrenvorsitzenden der Gesellschaft, Major von Parseval trank auf die Stadt Hamburg, ihr Oberhaupt und die übrigen Gäste. Der regierende Bürgermeister Dr. Melle erwiderte. Der nächste Vormittag war der Meteorologie gewidmet. In 3 äußerst interessanten Vorträgen legten die Herren Leutnant Clössner im Namen des kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte, Dr. Steffens im Namen des Marine-Flugchefs und Prof. Sühning namens des Ministers für geistliche und Schulangelegenheiten, die Neuordnung des Wetterdienstes nach dem Kriege und die wissenschaftlichen Aufgaben desselben dar. Die Ergebnisse des Wetterdienstes im Kriege sind so wichtig, daß auch für die fernere Zukunft eine großzügige Entwicklung des ganzen Wetterdienstes zu erwarten ist. Ein Netz von Drachenstationen statt der bisherigen 2 wird Deutschland bedecken, und die Sicherheit der Wettervoraussage, welche jetzt schon bedeutend verbessert ist, wird sich noch mehr steigern, wenn wir wieder an das internationale Beobachtungsnetz angeschlossen sind. Hieran schlossen sich äußerst interessante Mitteilungen des Herrn Dr. Georgi über die Fortschritte an meteorologischen Beobachtungs-Instrumenten an. Eine größere Anzahl neuer Instrumente war ausgestellt, und vereinigten sich nach der Sitzung noch längere Zeit die Interessenten zu einer Besprechung. Den Schluß der wissenschaftlichen Vorträge machte Dipl.-Ing. Schwager über »Neuere Bestrebungen und Erfahrungen im Flugmotorenbau«. Die durch zahlreiche Lichtbilder unterstützten Vorführungen gaben ein überraschendes Bild der mächtigen Bestrebungen auf diesem Gebiet. Nachdem noch durch Herrn Hauptmann Drechsel einige unveröffentlichte Films vorgeführt waren, fand die Tagung ein Ende. Sie war, trotzdem fast gar keine Diskussionen stattgefunden, sehr interessant und anregend, und man trennte sich mit dem Rufe: Auf Wiedersehen nächstes Jahr in München, denn diese Stadt ist als nächster Versammlungsort von der Hauptversammlung bestimmt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
LUFVERKEHRSGESELLSCHAFT
BERLIN-JOHANNISFELD

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LEHNISCHIFF-LEUTNANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, PRIVATDOZENT AN DER
K. TECHN. HOCHSCHULE, BERLIN

**Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHN. HOCHSCHULE
MOSKAU

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE
WIEN

Prof. Dr. v. MISES
STRASSBURG, E. Z. WIEN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
WÄRMEMUNDE

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
HANNOVER

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU, BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSCHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPLE
BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

27. April 1918.

Heft 7 und 8.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbart Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee.«

INHALT:

Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von Prof. Dr. Gumbel. S. 49.
Entgegnung. Von A. Pröll in Hannover. S. 51.
Kurse Kurs- und Distanztabelle für Mitteleuropa. Von W. Immler. S. 52.

Die Auswuchtmaschine System Lawaczek. Von Ing. B. Schapira. S. 53.
Zur Frage der Benzin- und Petroleumversorgung Deutschlands nach dem Kriege. Von P. Max Grempe. S. 55.

Beitrag zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von Prof. Dr.-Ing. Gumbel, Charlottenburg.

Prof. Pröll hat in Heft 17 ff. dieser Zeitschrift eine angenäherte Berechnungsmethode eines zweimalig gelenkig gelagerten Tragflächenholmes mit überhängendem Ende angegeben, der gleichzeitig durch die Rippenbelastung auf Biegung und durch eine Axialkraft auf Knickung beansprucht wird. Die Pröllsche Lösung führt Annahmen über die Form der elastischen Linie ein, die, wie wir erkennen werden, unter Umständen recht weit von der Wirklichkeit abweichen.

Es soll im folgenden gezeigt werden, wie sich die Aufgabe in einfacher Weise zeichnerisch lösen läßt. Die Betrachtung werde unmittelbar durchgeführt an dem von Pröll durch einen Versuch untersuchten Stab, dessen Abmessungen und Belastung aus Fig. 1 zu erschen sind.

Lösung: Man zeichne die Querkraftfläche und Bieugungsmomentenfläche in bekannter Weise zunächst ohne Berücksichtigung der Knickkraft P .

Das Momentendiagramm unter Berücksichtigung von P unterscheidet sich von dem so gezeichneten nur insofern, als noch die Bieugungsmomente $M_P = P \cdot y$ hinzutreten, wo y die

Ordinaten der elastischen Linie sind. Da die Gestalt der elastischen Linie nicht bekannt ist, kann die Momentenfläche mit Berücksichtigung von P nicht ohne weiteres gezeichnet werden. Die Lösung gelingt jedoch, wie folgt: (Fig. 1)

Man nehme die Richtung der ersten Strecke der Momentenlinie der M_P beliebig an, z. B. gleich ac , daneben zeichne man einen Kräfteplan mit einem beliebigen Polabstand (k) und der Richtung des ersten Fahrstrahls Oo parallel zu ac . Nunmehr suche man den Schwerpunkt des Elementes der Momentenfläche acd und bestimme den Schnittpunkt b der Schwerachse mit ac . Trägt man den Inhalt der Elementenfläche acd in beliebigem Maßstab von O aus auf der Vertikalen nach oben ab $= O_1$, so erhält man in O_1 die Richtung des nächsten Elementes der Momentenfläche be . Nunmehr suche man den Schwerpunkt des Elementes $dcef$ und zeichne die Schwerachse, welche in g die Linie be schneidet. Überträgt man in dem oben gewählten Maßstab den Inhalt des Elementes in den Kräfteplan $= i_2$, so erhält man mit O_2 die von g ausgehende Begrenzung des nächsten Elementes der Momentenfläche usw.

Ist der Polabstand des Kräfteplanes (k) entsprechend gewählt gewesen, so muß die Momentenlinie der M_P im Unterstützungspunkt io gleich Null werden. Dies wird bei dem erst angenommenen Polabstand im allgemeinen

tion des deformierten Stabelementes (dx) das Stabelement (ds) selbst, entsprechend

$$d\vartheta = \frac{M \cdot ds}{E \cdot J}$$

(Vergl. des Verfassers: Die elastische Linie dünner Stäbe Schiffbau 1918; Nr. 6 und f.)

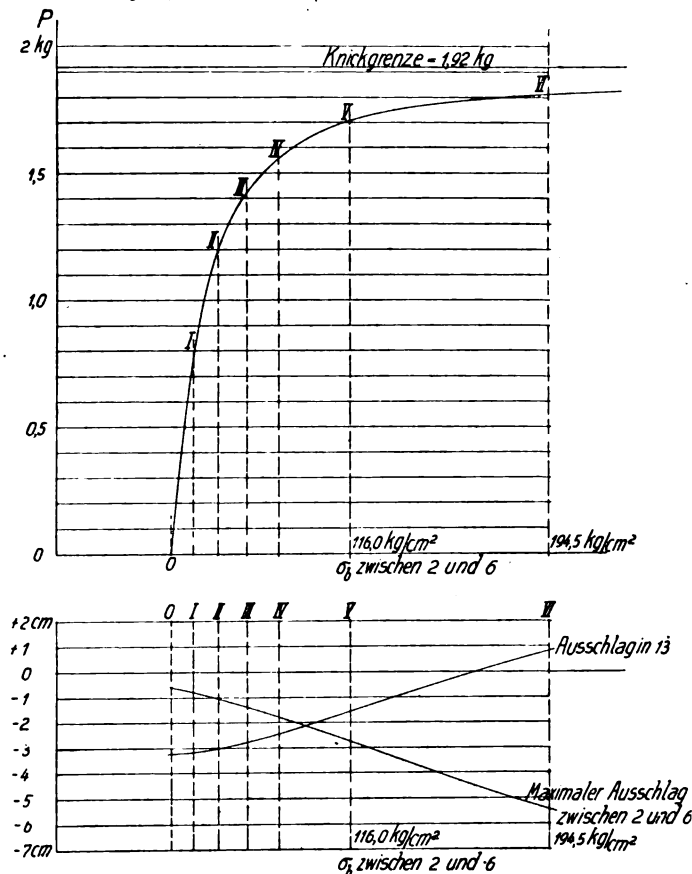


Fig. 3.

Das hier beschriebene Verfahren läßt sich zweckmäßig in allen Fällen anwenden, in welchen Stäbe außer auf Biegung noch auf Knickung beansprucht sind, insbesondere auch ohne weiteres für Stäbe mit veränderlichem Trägheitsmoment, und kann auch für Stäbe mit gekrümmter Mittellinie nach dem im letzten Abschnitt Gesagten brauchbar gemacht werden.

Die Auftragung aller Rechnungswerte über σ , empfiehlt sich bei allen mit Knickung im Zusammenhang stehenden Aufgaben.

Entgegnung.

Die von Professor Gumbel angegebene zeichnerische Lösung der zusammengesetzten Biegungs- und Knickungsaufgabe bietet zweifellos den Vorzug allgemeiner Anwendbarkeit und ist theoretisch einwandfrei. Dagegen scheint die wiederholte Zeichnung der Momentenlinien und die dann noch erforderliche graphische Extrapolation (auf das Knotenmoment $M_p = 0$) ziemlich zeitraubend zu sein, besonders wenn die tatsächliche Zeichnungsgenauigkeit der theoretisch erreichbaren entsprechen soll. Dann aber sind die Müller-Breslauschen Formeln mindestens ebenso gut brauchbar und auch rascher anzuwenden. Im Sinne meiner ausdrücklich als Näherungsmethode bezeichneten Rechnung lag es aber nicht, die genaue Rechnung durch eine bessere zu ersetzen. Ich wollte vielmehr neben anderen noch zu besprechenden Gründen auch dem Bedürfnis des Praktikers entgegenkommen, der eine einfache Näherungsformel in vielen Fällen mit Vorteil verwenden kann. Auch die von mir angeführte Kayser-Vianellosche Formel, die übrigens den Anstoß zu meinen Darlegungen gab, ist wohl aus demselben Grunde entstanden, ich habe sie dann sinngemäß auf den Fall ausgedehnt, in dem noch entlastende Momente an den Enden des Stabes vorhanden sind. Daneben suchte ich noch die Formel auf einem Wege abzuleiten, bei dem von

vornherein in einfacher Weise die unsymmetrische Durchbiegung hervorgehoben werden konnte.

So ließ sich auch der Einfluß der entlastenden Knotenmomente, in angenäherter Weise freilich, aber doch übersichtlich in den Endformeln einführen, was nach den Müller-Breslauschen Gleichungen und aus der Gumbelschen Konstruktion nicht so unmittelbar anschaulich möglich ist.

Daran lag mir aber ganz besonders mit Rücksicht auf das Bestreben vieler Praktiker, welche den Einfluß dieser Momente mit Vorliebe durch eine oft »gefühlsmäßige« Vergrößerung der Knicklast in Rechnung zu setzen. Aus diesem Grunde habe ich auch von einer scheinbaren Erhöhung der Knicklast gesprochen, obwohl es an sich richtiger wäre, die Knickung bei diesem Problem lediglich als eine Biebungsaufgabe des schon vorher etwas ausgebogenen Stabes zu betrachten, wie das auch Gumbel tut.

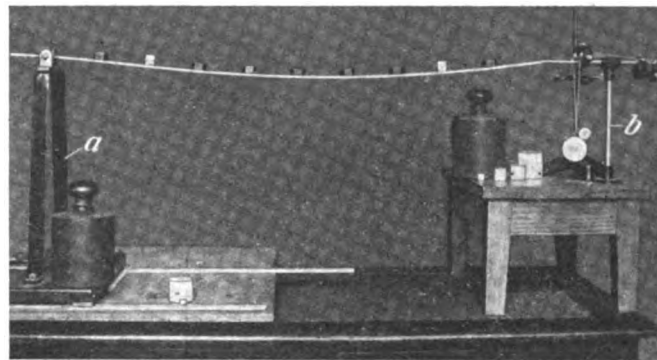


Fig. 1. Belastung $P = 0,8$ kg, Knotenmoment $6,4$ kgcm.

- a) Gestell mit drehbarem Lager von Meyers Apparat Nr. 8 (Fig. 26)
b) Stativ mit Schienenführung für die Längskraft

(aus Meyers Apparat Nr. 3 (Fig. 9) entnommen).

[Vgl. Z. V. d. J. 1909, S. 1301 ff.]

Das überkragende Ende (links) mit der Belastung konnte nicht mehr auf das Bild gebracht werden.

Gumbel kommt bei seiner Konstruktion zu einer anderen Durchbiegung als ich bei der Rechnung und dem zugehörigen Versuche, und er vermutet den Grund dafür in meiner Annahme zweier Parabeln als Biegelinie. Es ist aber bekannt,¹⁾ daß die genaue Form der ausgebogenen Stabachse nicht von großer Bedeutung ist für die Größe der Biegearbeit und die Durchbiegung, jedenfalls von geringerem als andere rechnerisch nicht leicht zu berücksichtigende Verhältnisse (ungleichartiges Material usw.) Schon aus diesem Umstand ist die Berechtigung für eine Näherungsformel abzuleiten, auch wenn diese gelegentlich größere Abweichungen von der »genauen« Rechnung ergibt. In Wirklichkeit treten eben nicht selten noch viel stärkere Abweichungen ein. (Im gleichen Sinne ist ja auch die Vianello-Kaysersche Formel zu bewerten). Daß weiter die Messung an dem von Gumbel herangezogenen Beispiel mit meiner Berechnung gut übereinstimmt, dagegen nicht mit der Gumbelschen, mag vielleicht ebenfalls an solchen nicht der Rechnung zugänglichen Zufälligkeiten liegen. Gumbel glaubt Reibung in den Gelenken dafür verantwortlich machen zu können. Dies ist aber bei der gewählten Anordnung, die in Fig. 1 wiedergegeben ist, kaum anzunehmen. Mit Hilfe von Gestellen aus den bekannten Demonstrationsapparaten von Eugen Meyer²⁾ war der Stab in besonders leicht drehbaren Gelenken gelagert, die während des Versuchs überdies noch dauernden leichten Erschütterungen ausgesetzt wurden. Auch wurde der belastete Stab wiederholt in kleine Schwingungen versetzt, die beobachtete Durchbiegung ist die stets nahe eingehaltene mittlere Ruhelage. In einer zweiten Figur sind 2 Durchbiegungsversuche hintereinander aufgenommen worden. Die

¹⁾ Vgl. Kayser, Beziehungen zwischen Druckfestigkeit und Biegezugfestigkeit. Z. V. d. J. 1917.

²⁾ Z. V. d. I. 1909 S. 1301. E. Meyer, Die Verwendung von Modellen zur Veranschaulichung wichtiger Sätze der technischen Mechanik im Hochschulunterricht für Maschineningenieure. Die vielseitige Verwendbarkeit dieser Apparate wird durch diese Anordnung neuerdings hervorgehoben.

Durchbiegung erfolgte unter der Querlast q und der Längskraft $P = 0,8 \text{ kg}$ allein, ohne entlastendes Knotenmoment. Kurve II ist dann die gleiche wie bei Figur 1 (mit $M_B = 6,4 \text{ kg/cm}$).

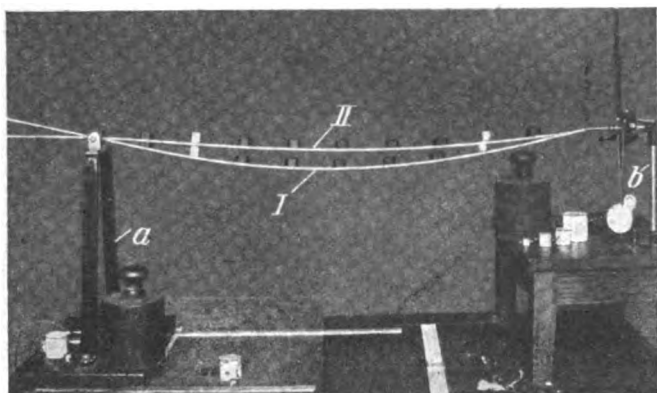


Fig. 2.

Kurve I, Knotenmoment 0, $P = 0,8 \text{ kg}$

Kurve II, Knotenmoment $6,4 \text{ kgm}$, $P = 0,8 \text{ kg}$.

a = Gestell mit drehbarem Lager von Meyers Apparat Nr. 8.

b = Stativ mit Schienenführung für die Längskraft (aus Meyers Apparat Nr. 3). Das übertragende Ende (links) mit der Belastung konnte nicht mehr auf das Bild gebracht werden.

In einer in Arbeit befindlichen Untersuchung beabsichtige ich noch von einem anderen Standpunkt aus die vorliegende Aufgabe zu behandeln. Gleichzeitig möchte ich auf eine weitere Ableitung hinweisen, die Dipl.-Ing. Usinger (in einer Entgegnung zu einer gleichartigen Arbeit von mir) auf Grund des Arbeitssatzes gefunden hat¹⁾.

Hannover, April 1918.

Dr.-Ing. A. Pröll.

¹⁾ Zentralblatt der Bauverwaltung 1917.

Kurze Kurs- und Distanztabelle für Mitteleuropa.

Von W. Immler.

Bei längeren Überlandflügen stellt sich das Bedürfnis heraus, schnell und sicher den zu wählenden Kartenkurs zwischen zwei Orten (Weg über Grund), sowie deren Entfernung zu bestimmen. Man kann das so machen, daß man auf einer größeren Übersichtskarte die gewählten Orte verbindet und an einem mittleren Meridian den einzuschlagenden Kurs abliest. Dieses Verfahren wäre einwandfrei, wenn dabei Seekarten in Anwendung kämen, die aber für solche Zwecke, wo es daneben noch auf Terraindarstellung ankommt, noch nicht gezeichnet sind, so daß als Kartenmaterial meist nur äquidistante oder azimutale Projektionen verwendet werden. Für die Zwecke der reinen Kursbestimmung ist, wenn sie einigermaßen genau werden soll, dies Verfahren weniger zuträglich. Bei dem Mangel geeigneter Karten wird es daher vorteilhaft sein, für die Bestimmung von Kursrichtung und Berechnung der Distanz zur Erzielung einwandfreier Bestimmung von zeichnerischen Methoden in unzulänglichen Karten (die wegen ihrer Anschaulichkeit an sich den Vorzug verdienen) abzusehen und dafür eine möglichst kurze rechnerische Lösung an die Stelle zu setzen, dabei als Voraussetzung die Entnahme von Breite und Länge der Orte aus irgendwelcher Karte oder sonstiger Zusammenstellung fordernd. Es kommt lediglich die Bestimmung des loxodromischen Kurses in Frage, da für Flugzeuge die Wahl orthodromischer Kurse wegen der relativ geringen Entfernungen und der Unbequemlichkeit doch nicht durchführbarer Kursänderungen einstweilen ausgeschlossen ist.

Die Berechnung aus dem gewöhnlichen Kursdreieck, wie sie der Seemann vornimmt, wird insofern einer kleinen Änderung unterworfen sein, als die Ortsbestimmung nach Breite und Länge zweckmäßig die Bogenminute als Einheit erfordert, dagegen Entfernungsbestimmungen in Kilometern auszudrücken sind. Für das von einem Flugzeug beherrschte Aktionsgebiet genügt auch eine geringere Auswahl von Mittelbreiten, so daß

Kurze Kurs- und Distanzberechnungstabelle für Mitteleuropa.

Tabelle für $\frac{\text{Längenunterschied}}{\text{Breitenunterschied}}$ (stehende Zahlen), sowie der Faktoren (liegende Zahlen) f_B , mit denen der Breitenunterschied in Minuten (für Kurswinkel 0° — 60°), oder f_L , mit denen der Längenunterschied in Minuten (für Kurswinkel 60° — 90°) zu multiplizieren ist, um die Distanz in Kilometern zu erhalten.

Kurswinkel	Mittelbreiten					f_B	Kurswinkel	Mittelbreiten					f_B	Kurswinkel	Mittelbreiten									
	50°	51°	52°	53°	54°			50°	51°	52°	53°	54°			50°	f_L	51°	f_L	52°	f_L	53°	f_L	54°	f_L
0°	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,85	30°	0,900	0,918	0,938	0,959	0,982	2,14	60°	2,70	1,37	2,75	1,35	2,81	1,32	2,88	1,29	2,95	1,26
1°	0,027	0,028	0,028	0,029	0,030	1,85	31°	0,935	0,955	0,976	0,998	1,006	2,16	61°	2,81	1,36	2,87	1,33	2,93	1,30	3,00	1,27	3,07	1,24
2°	0,054	0,056	0,057	0,058	0,059	1,85	32°	0,972	0,993	1,015	1,038	1,063	2,18	62°	2,93	1,35	2,99	1,32	3,06	1,29	3,13	1,26	3,20	1,23
3°	0,081	0,083	0,085	0,087	0,089	1,85	33°	1,010	1,032	1,055	1,079	1,105	2,21	63°	3,05	1,34	3,12	1,31	3,19	1,28	3,26	1,25	3,34	1,22
4°	0,109	0,111	0,114	0,116	0,119	1,86	34°	1,049	1,072	1,096	1,121	1,148	2,23	64°	3,19	1,32	3,26	1,30	3,33	1,27	3,41	1,24	3,49	1,21
5°	0,136	0,139	0,142	0,145	0,149	1,86	35°	1,089	1,113	1,137	1,164	1,192	2,26	65°	3,34	1,31	3,41	1,29	3,48	1,26	3,56	1,23	3,65	1,20
6°	0,164	0,167	0,171	0,175	0,179	1,86	36°	1,130	1,155	1,180	1,207	1,236	2,29	66°	3,50	1,30	3,57	1,28	3,65	1,25	3,73	1,22	3,82	1,19
7°	0,191	0,195	0,200	0,204	0,209	1,87	37°	1,172	1,197	1,224	1,252	1,282	2,33	67°	3,67	1,29	3,74	1,27	3,83	1,24	3,92	1,21	4,01	1,18
8°	0,219	0,223	0,228	0,234	0,239	1,87	38°	1,215	1,241	1,269	1,298	1,329	2,35	68°	3,85	1,28	3,93	1,26	4,02	1,23	4,11	1,20	4,21	1,17
9°	0,246	0,252	0,257	0,263	0,269	1,88	39°	1,260	1,287	1,315	1,346	1,378	2,38	69°	4,05	1,28	4,14	1,25	4,23	1,22	4,33	1,19	4,43	1,17
10°	0,274	0,280	0,287	0,293	0,300	1,88	40°	1,305	1,333	1,363	1,394	1,428	2,42	70°	4,28	1,27	4,37	1,24	4,46	1,21	4,57	1,19	4,68	1,16
11°	0,302	0,309	0,316	0,323	0,331	1,89	41°	1,352	1,381	1,412	1,444	1,479	2,45	71°	4,52	1,26	4,62	1,23	4,72	1,21	4,83	1,18	4,94	1,15
12°	0,331	0,338	0,345	0,353	0,362	1,90	42°	1,401	1,431	1,463	1,496	1,522	2,49	72°	4,79	1,25	4,89	1,23	5,00	1,20	5,11	1,17	5,24	1,14
13°	0,359	0,367	0,375	0,384	0,393	1,90	43°	1,451	1,482	1,515	1,550	1,587	2,53	73°	5,09	1,25	5,20	1,22	5,30	1,19	5,44	1,17	5,57	1,14
14°	0,388	0,396	0,405	0,414	0,424	1,91	44°	1,502	1,535	1,569	1,605	1,643	2,58	74°	5,43	1,24	5,54	1,21	5,67	1,19	5,79	1,16	5,93	1,13
15°	0,417	0,426	0,435	0,445	0,456	1,92	45°	1,556	1,589	1,624	1,662	1,701	2,62	75°	5,81	1,23	5,93	1,21	6,06	1,18	6,20	1,15	6,35	1,13
16°	0,446	0,456	0,466	0,476	0,488	1,93	46°	1,611	1,645	1,682	1,721	1,762	2,67	76°	6,24	1,23	6,37	1,20	6,52	1,17	6,67	1,15	6,83	1,12
17°	0,476	0,486	0,497	0,508	0,520	1,94	47°	1,668	1,704	1,742	1,782	1,825	2,72	77°	6,74	1,22	6,88	1,20	7,04	1,17	7,20	1,14	7,37	1,12
18°	0,506	0,516	0,528	0,540	0,553	1,95	48°	1,728	1,765	1,804	1,845	1,890	2,77	78°	7,32	1,22	7,48	1,19	7,64	1,17	7,82	1,14	8,01	1,11
19°	0,536	0,547	0,559	0,572	0,586	1,96	49°	1,790	1,828	1,869	1,912	1,958	2,82	79°	8,00	1,21	8,18	1,19	8,34	1,16	8,55	1,14	8,75	1,11
20°	0,566	0,578	0,591	0,605	0,619	1,97	50°	1,854	1,894	1,936	1,979	2,028	2,88	80°	8,82	1,21	9,01	1,18	9,21	1,16	9,42	1,13	9,65	1,11
21°	0,597	0,610	0,624	0,638	0,653	1,98	51°	1,921	1,962	2,006	2,052	2,101	2,94	81°	9,82	1,21	10,03	1,18	10,26	1,15	10,49	1,13	10,74	1,10
22°	0,628	0,642	0,656	0,671	0,687	2,00	52°	1,991	2,034	2,079	2,127	2,178	3,01	82°	11,07	1,20	11,31	1,18	11,56	1,15	11,81	1,13	12,11	1,10
23°	0,660	0,675	0,690	0,705	0,722	2,01	53°	2,064	2,109	2,156	2,205	2,258	3,08	83°	12,67	1,20	12,94	1,17	13,23	1,15	13,53	1,12	13,86	1,10
24°	0,693	0,707	0,723	0,740	0,758	2,03	54°	2,141	2,187	2,236	2,287	2,342	3,15	84°	14,80	1,20	15,12	1,17	15,46	1,15	15,79	1,12	16,19	1,09
25°	0,726	0,741	0,758	0,775	0,794	2,04	55°	2,222	2,269	2,320	2,373	2,430	3,22	85°	17,78	1,20	18,16	1,17	18,57	1,14	18,99	1,12	19,45	1,09
26°	0,759	0,775	0,792	0,810	0,830	2,06	56°	2,306	2,356	2,404	2,463	2,522	3,31	86°	22,25	1,19	22,72	1,17	23,23	1,14	23,76	1,12	24,33	1,09
27°	0,793	0,810	0,828	0,847	0,864	2,08	57°	2,396	2,447	2,502	2,559	2,620	3,40	87°	29,68	1,19	30,32	1,17	31,00	1,14	31,70	1,12	32,46	1,09
28°	0,827	0,845	0,864	0,884	0,905	2,10	58°	2,489	2,543	2,600	2,659	2,723	3,50	88°	44,56	1,19	45,51	1,17	46,53	1,14	47,59	1,12	48,73	1,09
29°	0,862	0,881	0,901	0,921	0,943	2,12	59°	2,589	2,644	2,703	2,765	2,831	3,60	89°	89,13	1,19	91,04	1,17	93,07	1,14	95,19	1,11	97,43	1,09
30°	0,900	0,918	0,938	0,959	0,982	2,14	60°	2,695	2,752	2,814	2,878	2,947	3,70	90°	∞	1,19	∞	1,16	∞	1,14	∞	1,11	∞	1,09

Die Auswuchtmaschine „System Lawaczek“.
Von Ingenieur G. Schapira.

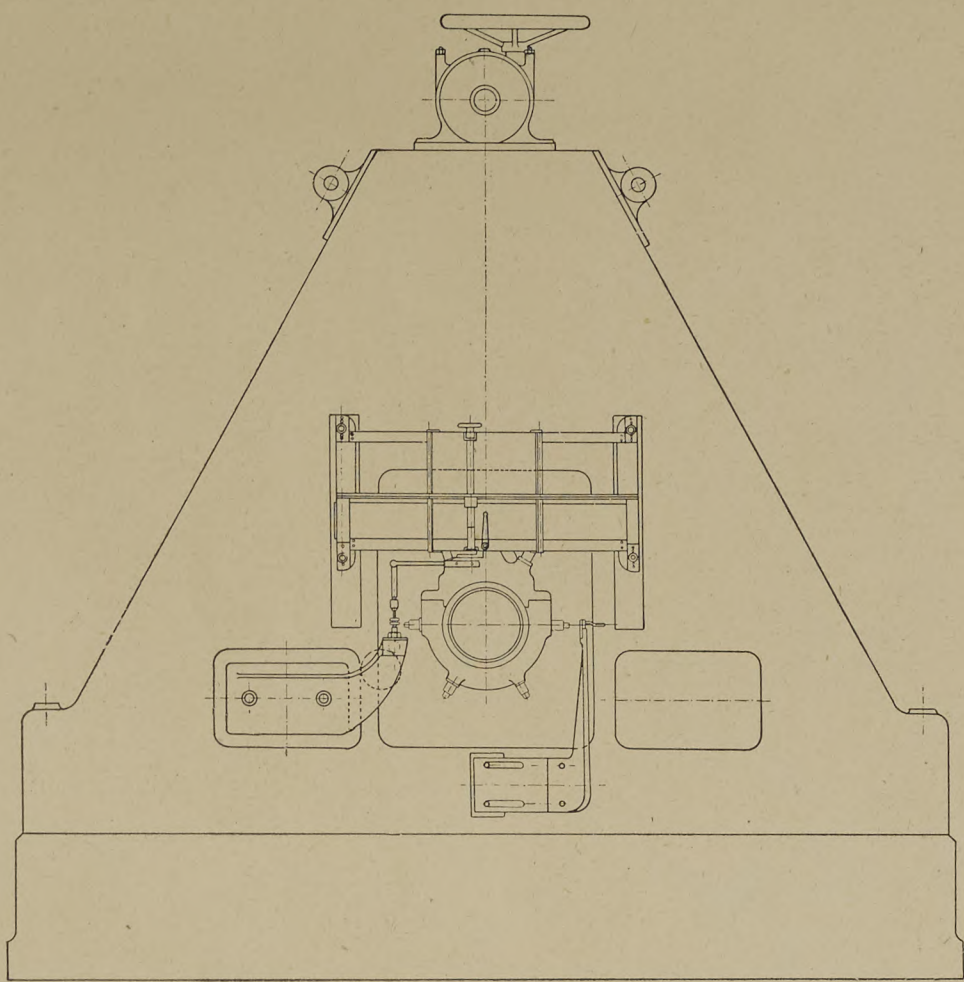


Fig. 4.

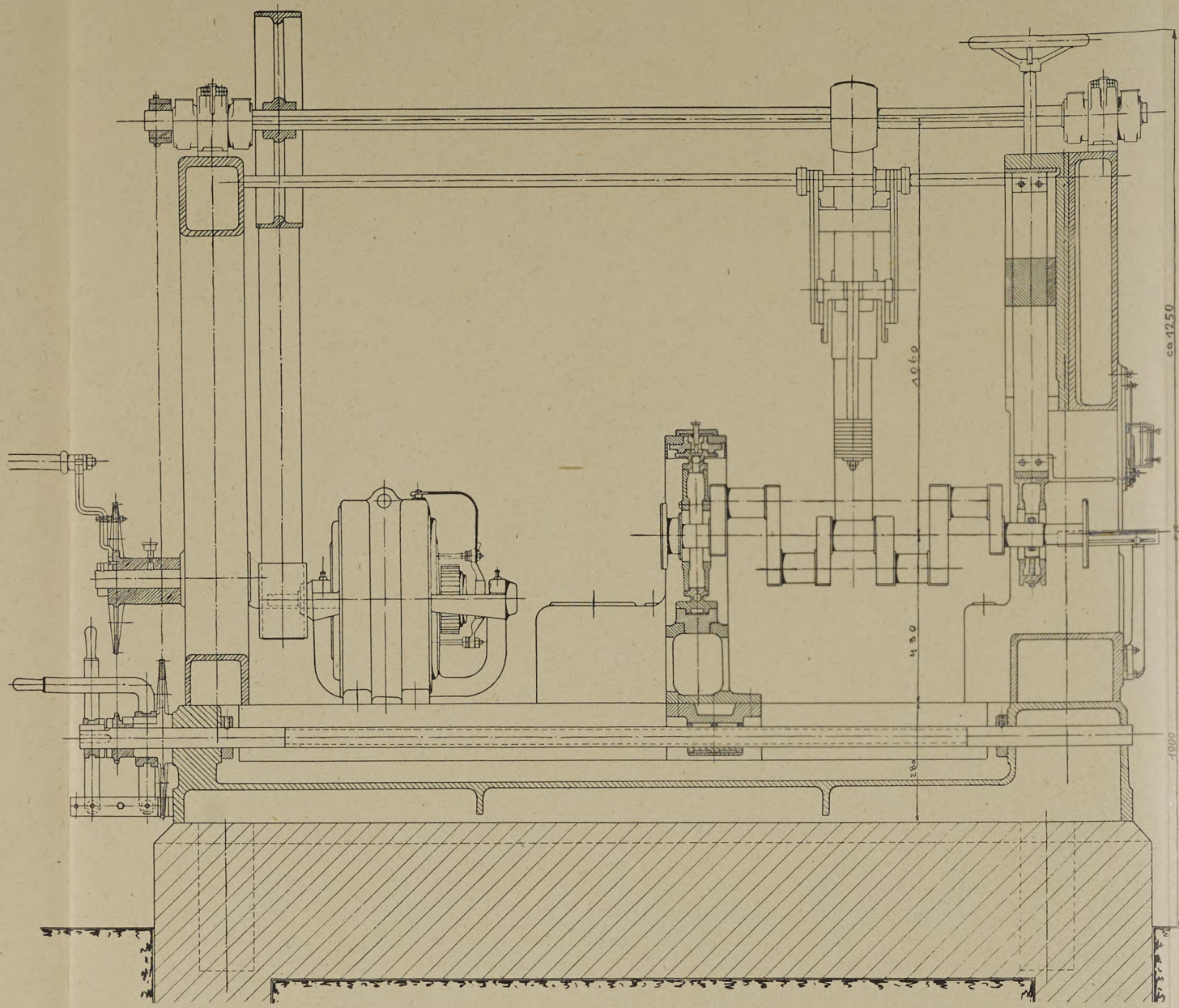


Fig. 2.

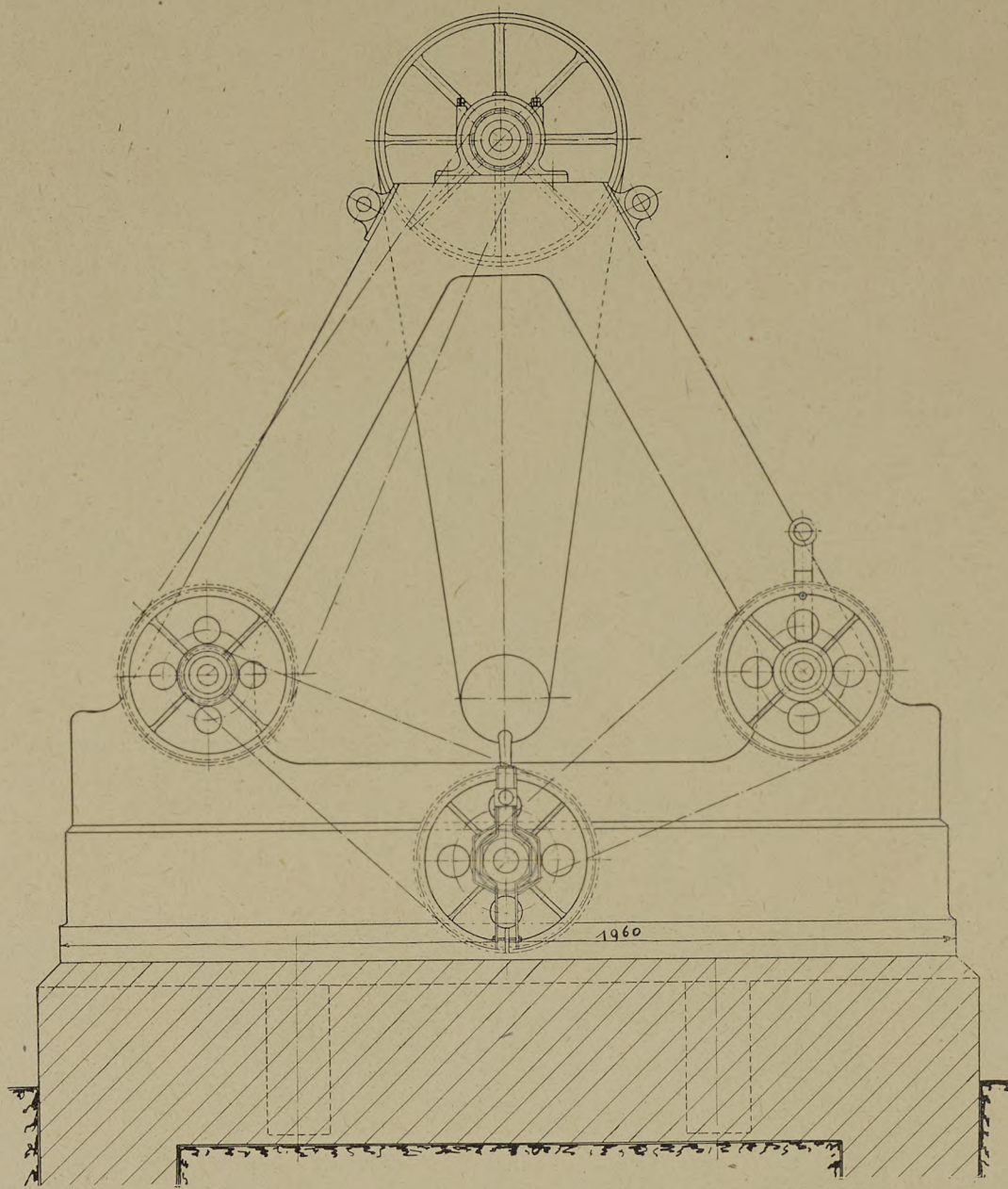


Fig. 3.

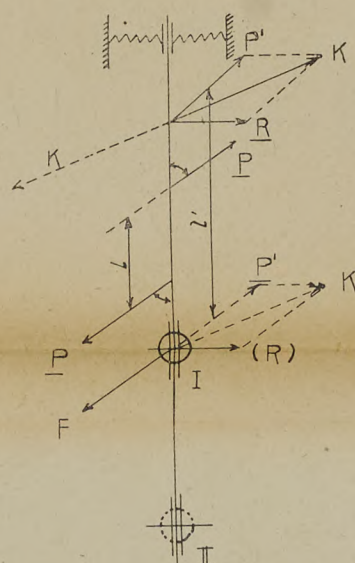


Fig. 1.

Fig. 1. Schema.
Fig. 2—4. Auswuchtmaschine Typ Spezial.
Fig. 5—7. Auswuchtmaschine Typ Universal.
Fig. 8—9. Auswuchtmaschine Typ Zwilling.

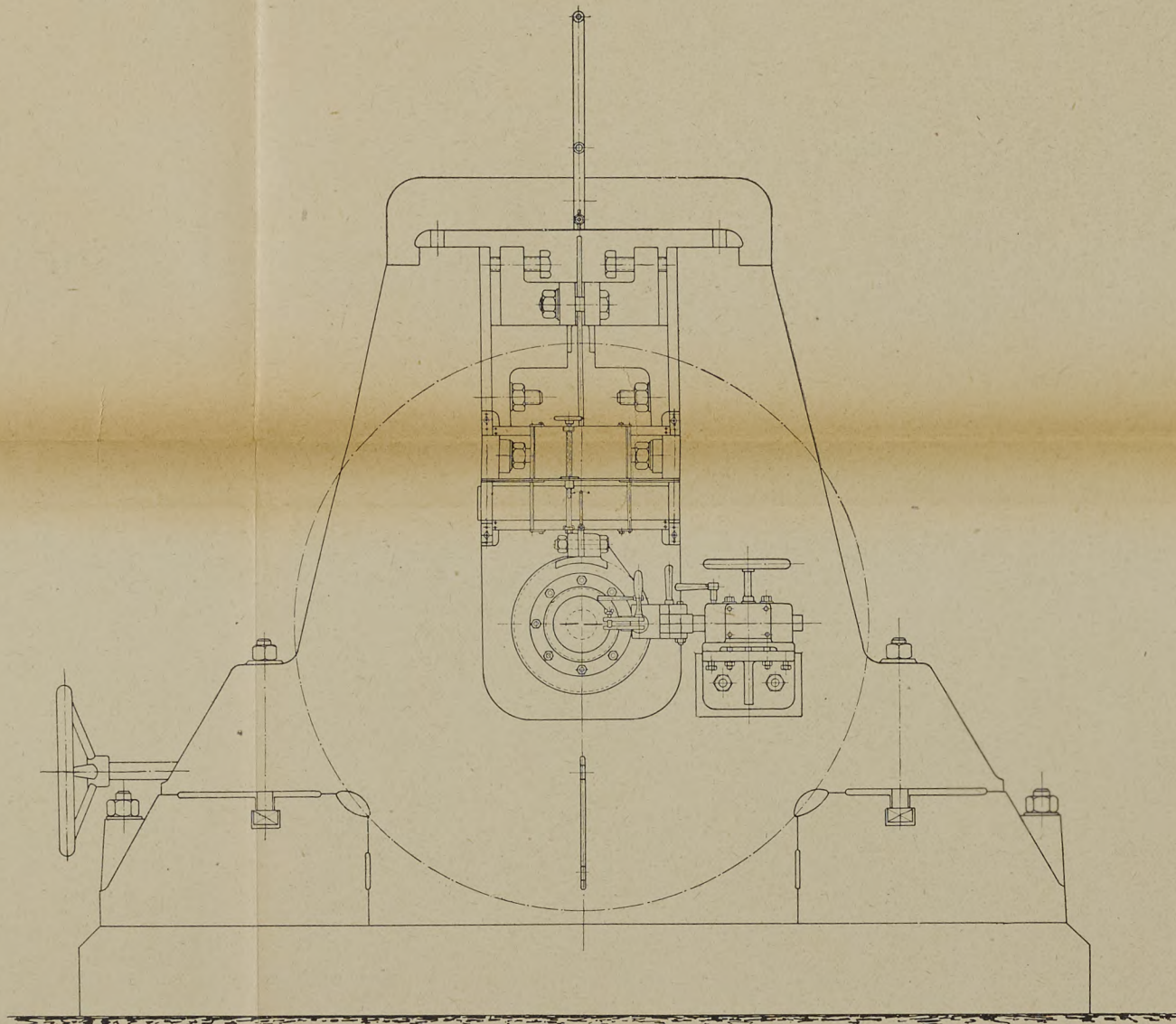


Fig. 7.

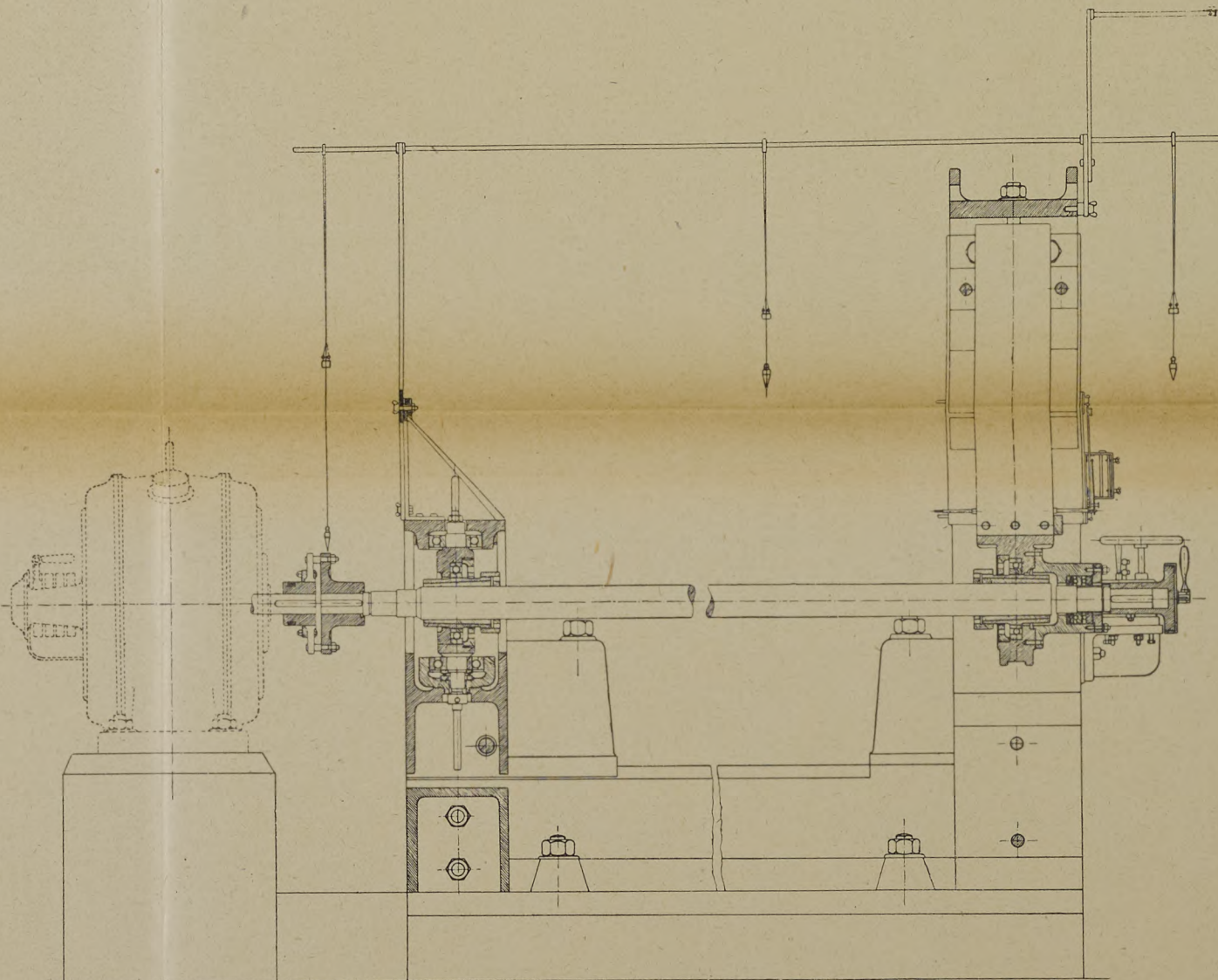


Fig. 5.

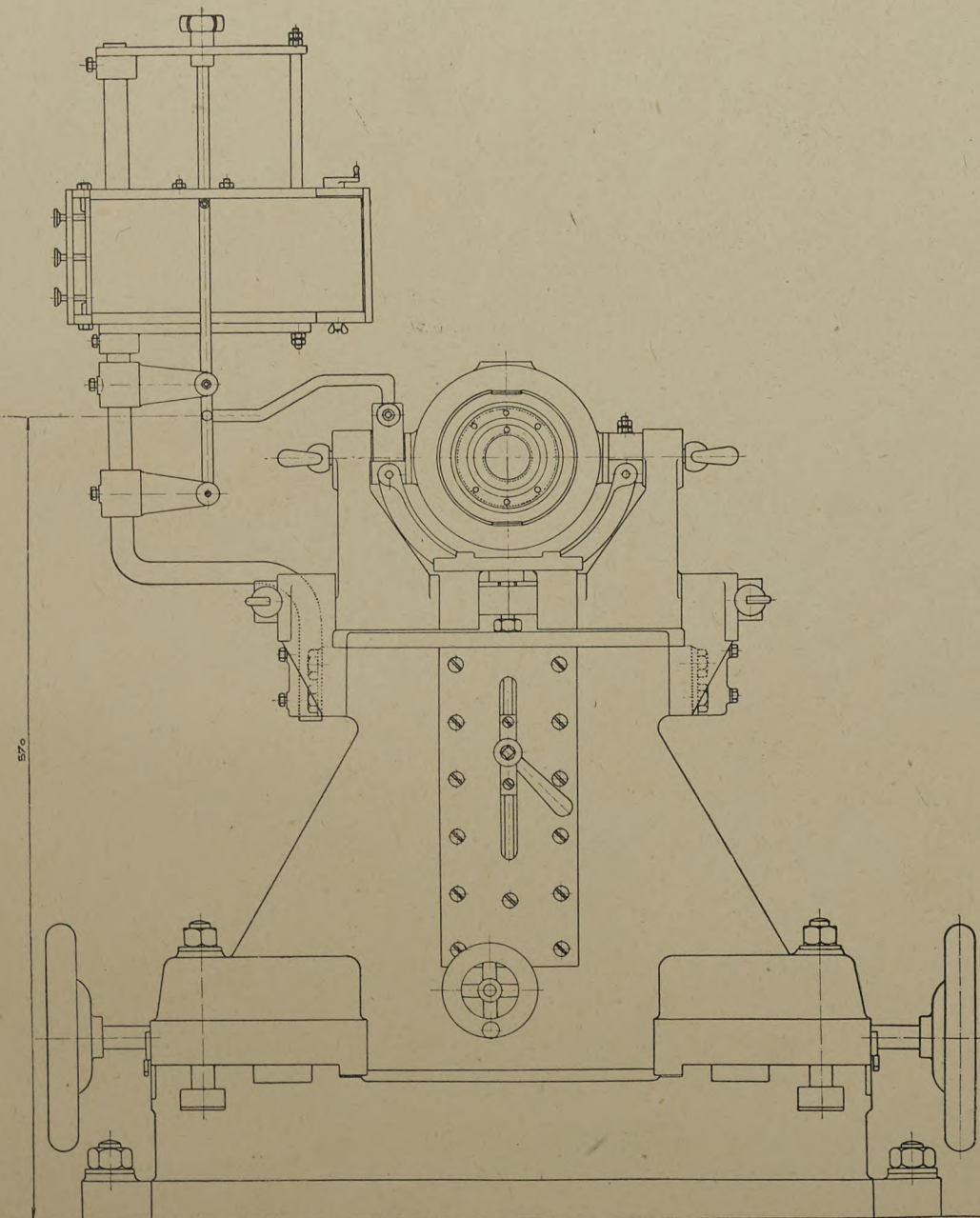


Fig. 8.

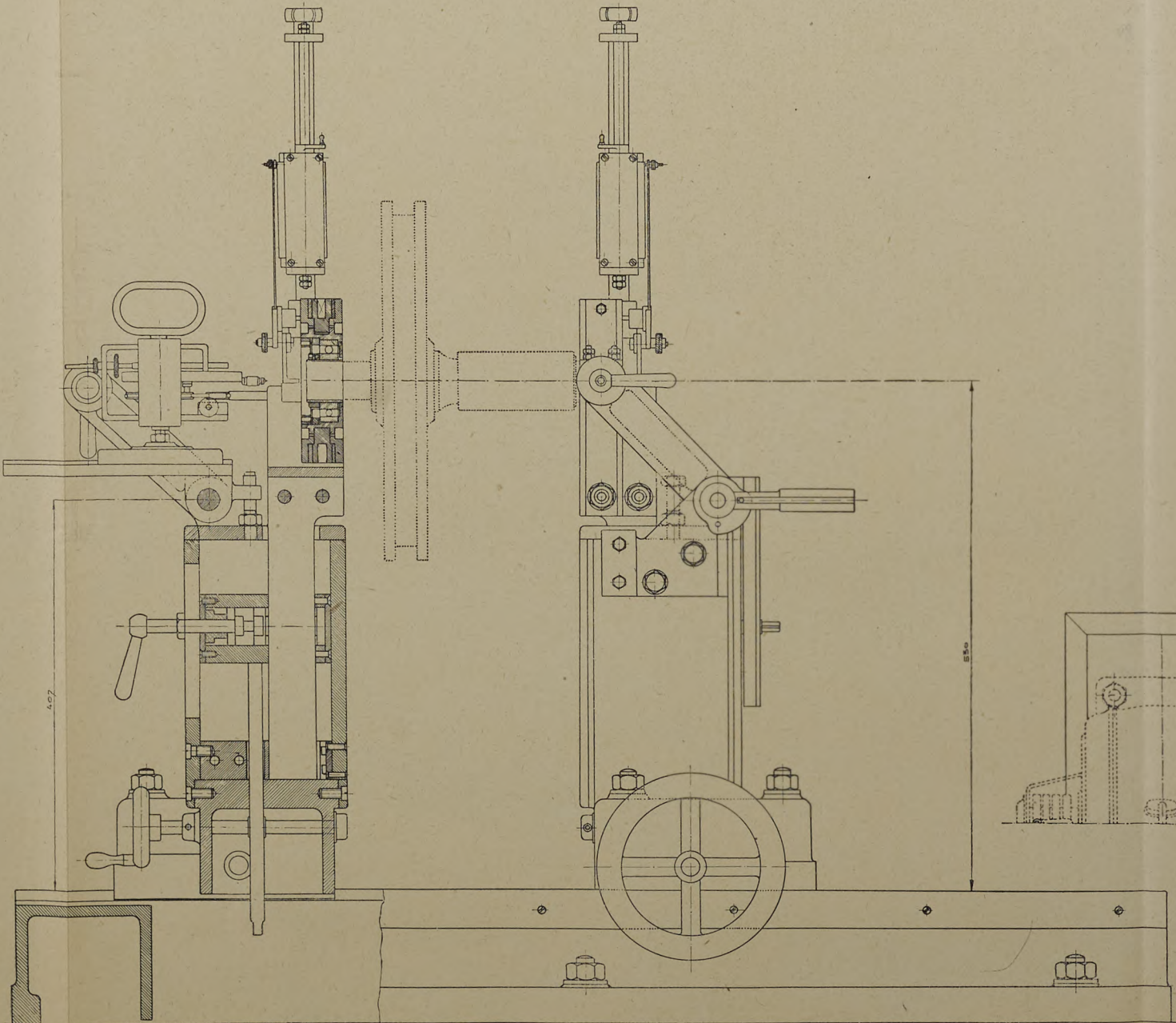


Fig. 9.

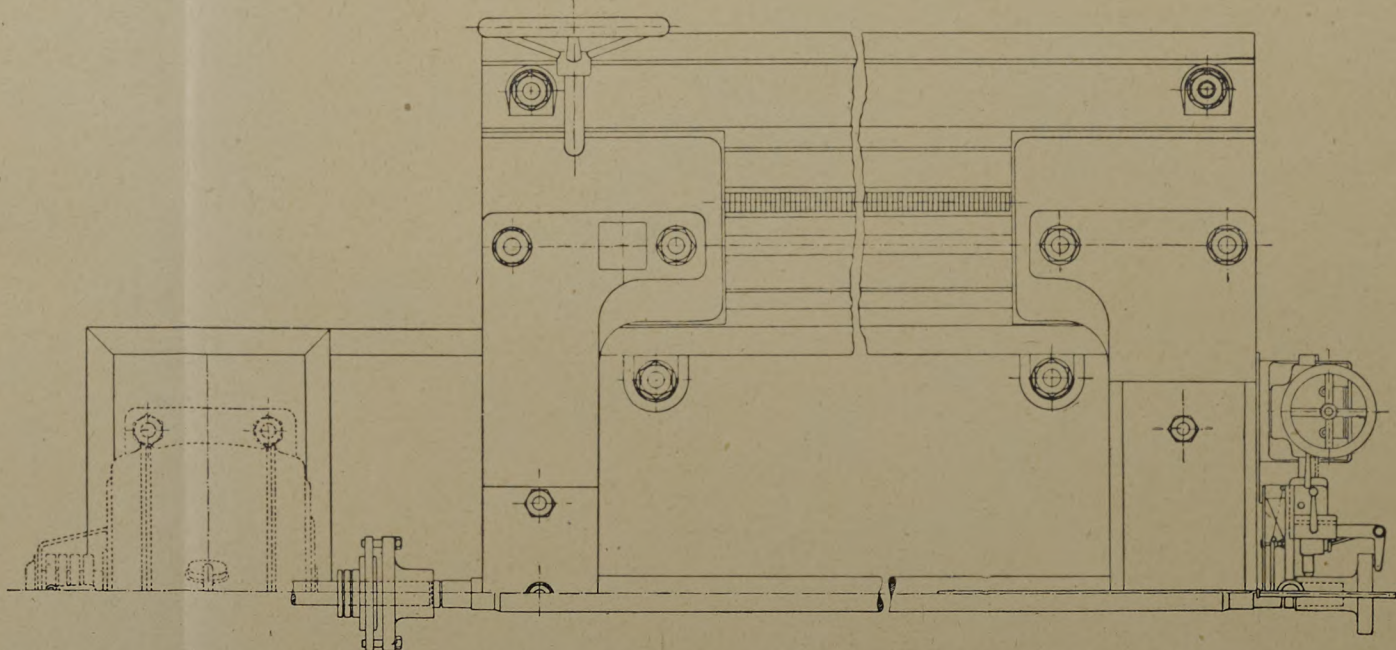


Fig. 6.

sich die wenigen erforderlichen Zahlen in eine kurze Tabelle zusammenstellen lassen. Eine solche ist diesen Ausführungen für die Mittelbreiten 50^0-54^0 beigelegt.

Die ersten Spalten der dreiteiligen Tabelle bedeuten die Kurswinkel von 0^0-90^0 , die Tafelwerte den Ausdruck $\sec \varphi_m \cdot \lg a = \frac{l}{b}$; hier ist φ_m die Mittelbreite (arithmetisches Mittel der Breiten des Startortes und des Zielortes), a der Kurswinkel, l der Längenunterschied und b der Breitenunterschied, beide in Minuten. Da der Bruch $\frac{l}{b}$ aus den gegebenen Zahlenwerten (Breiten und Längen von Start- bzw. Zielort) leicht zu berechnen ist, so ergibt ein Eingang dieses Bruches in die Tabelle bei der entsprechenden Mittelbreite sofort mit hinreichender Genauigkeit den Kurswinkel. Die letzte Spalte in der dreiteiligen Tabelle gibt jeweils einen Faktor f_b , mit dem der Breitenunterschied b zu multiplizieren ist, um die Distanz in Kilometern zu erhalten; der Faktor f_b ist demnach gleich $1,852 \cdot \sec a$; dieser Faktor ist geeignet, für Kurswinkel bis zu 60^0 . Von da an empfiehlt sich, die Distanz aus der Abweichung $a = l \cos \varphi_m$ durch Multiplikation mit $\operatorname{cosec} a$ zu gewinnen; es ist daher bei jeder Mittelbreite der Faktor $f_l = 1,852 \cdot \cos \varphi_m \operatorname{cosec} a$ angegeben, mit dem der Längenunterschied (in Minuten) zu multiplizieren ist, um die Entfernung in Kilometern zu erhalten.

Es ist ersichtlich, daß die Tabelle leicht für andere Breiten erweitert werden, daß sie ferner an Dezimalstellen für viele Zwecke noch gekürzt werden, und daß sie auch Verwendung finden kann für die Seefahrt auf entsprechenden Breiten, z. B. für die Fahrt zwischen England, Deutschland, Niederlande.

Über die Bestimmung des Kurses in den vier Quadranten aus dem der Tafel entnommenen Kurswinkel ist noch folgendes zu bemerken: Man bezeichne den Breitenunterschied mit dem positiven Zeichen, wenn vom Startort zum Zielort nach Norden zu gehen ist, und den Längenunterschied mit dem positiven Zeichen, wenn er nach Osten zu zählen ist. Dann ist der Kurs aus der nebenstehenden Zusammenstellung (S. 52) zu entnehmen:

wenn $b =$	und wenn $l =$	dann ist Kurs =
+	+	Tafelwert
—	+	$180^0 - \text{Tafelwert}$
—	—	$180^0 + \text{Tafelwert}$
+	—	$360^0 - \text{Tafelwert}$

Zwei Beispiele mögen den Gebrauch der Tabelle erläutern. Die Breiten und Längen der Orte mögen einer Karte oder einem Ortskatalog entnommen sein.

1. Was ist Kurs und Distanz von München nach Berlin?

Startort München: $\varphi = 48^0 10' N$, $\lambda = 11^0 30' O$ von Gr.

Zielort Berlin: $\varphi = 52^0 30' N$, $\lambda = 13^0 30' O$ „ „

$$b = + 260' \quad l = + 120'$$

$$\text{Mittelbreite } \varphi_m = 50^0 \quad \frac{l}{b} = \frac{120}{260} = 0,462 \quad \text{Kurswinkel} = 17^0$$

$$\text{also Kurs} = 17^0$$

$$\text{Distanz} = 260 \cdot 1,94 = 500 \text{ km}$$

2. Was ist Kurs und Distanz von Berlin nach Köln?

Startort Berlin: $\varphi = 52^0 30' N$, $\lambda = 13^0 30' O$ von Gr.

Zielort Köln: $\varphi = 50^0 55' N$, $\lambda = 7^0 0' O$ „ „

$$b = - 95' \quad l = - 390'$$

$$\text{Mittelbreite } \varphi_m = 52^0 \quad \frac{l}{b} = \frac{390}{95} = 4,11 \quad \text{Kurswinkel} = 69^0$$

$$\text{also Kurs} = 249^0$$

$$\text{Distanz} = 390 \cdot 1,22 = 480 \text{ km.}$$

Die Auswuchtmaschine System Lawaczek.

(Mit Tafel II.)

Von Ingenieur B. Schapira.

Das im neuzeitlichen Maschinenbau zutage tretende Bestreben nach Anwendung hoher Drehzahlen setzt ein möglichst vollkommenes Auswuchten der umlaufenden Maschinenteile voraus, da im anderen Fall, abgesehen von der Bruchgefahr, Schwingungen, ungleiche Arbeitsweise, Veränderlichkeit in der Drehzahl, lästige Geräusche, erhöhte Abnutzung und erhöhter Kraftbedarf unvermeidlich sind. Wenn auch die umlaufenden Körper vorzugsweise als Zylinder ausgebildet werden, so ist doch ihre genaue Bearbeitung in bezug auf gleichmäßige Verteilung der Massen gegenüber der Drehachse schwierig durchzuführen, um so mehr, als sie mitunter aus zahlreichen Einzelteilen zusammengesetzt werden. Im allgemeinen muß man daher damit rechnen, daß Schwerpunkt und Drehachse des Körpers nicht zusammenfallen. Die Aufgabe des Auswuchtens besteht nun darin, zwischen beiden eine möglichst vollständige Übereinstimmung zu erzielen.

Das älteste der in Gebrauch stehenden Auswuchtverfahren ist die statische Methode, die darin besteht, daß man den Körper auf Schneiden oder Rollen infolge seines Überwuchtmomentes abrollen läßt. Es werden dabei solange Zusatzgewichte am Körper angebracht, bis er in allen Drehlagen Gleichgewicht beibehält. Die Grenzen der Genauigkeit dieser Methode sind durch den Widerstand, den der Körper beim Abrollen findet, sowie durch die Durchbiegung der Drehwelle, auf welcher der Körper abrollt, gegeben. Ob man nun beim statischen Auswuchten scharfkantige Schneiden oder leichtbewegliche Rollen verwendet, auf jeden Fall bleibt hier der grundlegende Nachteil bestehen, daß sich der Prüfkörper im Ruhezustande befindet und daher die durch die Bewegung frei werdenden Momente nicht beobachtet werden können; letztere übertreffen aber vielfach die rein statischen Belastungen. Die statische Auswuchtmethode ist allenfalls bei scheibenförmigen Körpern anwendbar, ist jedoch bei Körpern mit größerer achsialer Ausdehnung, infolge der verwickelten Verteilung der Massenkräfte, nicht mehr zu gebrauchen.

Für solche Körper kommt nur die dynamische Auswuchtung in Frage. Das von Stodola und anderen angegebene Verfahren beruht darauf, daß der Prüfkörper zwischen zwei durch Federn gestützte und in horizontaler Richtung leicht bewegliche Lager gebracht wird. Denkt man sich nun den Körper in eine beliebige Anzahl scheibenförmiger Einzelkörper zerlegt, deren Einzel-schwerpunkte im allgemeinen nicht in der Drehachse liegen, so lassen sich diese auf ein Kräftepaar und eine Einzelkraft zurückführen. Dieses Kräftepaar ruft in der Auswuchtvorrichtung einen Ausschlag hervor, der besonders in der Nähe der Resonanzdrehzahl kräftig wird. Dadurch läßt sich die Ebene des Kräftepaares auffinden und in der Folge das Kräftepaar selbst auswuchten. Hingegen gestattet dieses Verfahren nicht, die freie Einzelkraft aufzufinden, so daß man auf Probieren angewiesen ist, bis man zufällig die Lösung findet. Große Zeitverluste sind die unvermeidliche Folge.

Diesem Mangel hilft das Verfahren nach Lawaczek ab, das sich zum Massenausgleich rasch umlaufender Körper aller Art, wie Kurbelwellen von Flug- und Automobilmotoren, Schraubenflügel für Wasser- und Luftfahrzeuge, schnellaufende Werkzeuge, Dynamo- und Motoranker, Dampfturbinenräder und Trommeln usw., eignet. Mit dessen Hilfe lassen sich auf einer einzigen Maschine sowohl Kräftepaar als auch Einzelkraft nacheinander aufdecken und beseitigen.

Die theoretische Lösung hierfür sei an Hand der Fig. 1 nur in allgemeinen Richtlinien gegeben. Wie erwähnt, lassen sich alle in einem rotierenden System angreifenden Kräfte auf die Wirkung eines Kräftepaares und einer Einzelkraft zurückführen. Dabei liegt die Einzelkraft im allgemeinen in einer anderen Ebene als das Kräftepaar. Die Maschine nach dem Verfahren Lawaczek ist im Grunde genommen ein physikalisches Pendel, bei dem nicht die Erdkraft, sondern die Federkraft die Rückführung in die Nullage übernimmt. Bezeichnet P die vorhandene Unbalanz-Kräftepaar und R die vorhandene Unbalanz-Einzelkraft und liegt der Drehpunkt des Pendels im Punkte I, so kann man sich das Kräftepaar P durch ein

anderes in der gleichen Ebene ersetzt denken, $P' r'$, dessen eine Paarkraft P' durch den Angriffspunkt der freien Kraft R geht, dessen andere Paarkraft P' aber im Drehpunkt der Welle liegt. Die Kräfte P' und R ergeben zusammen eine Resultierende K , die in bezug auf den Wellendrehpunkt ein Moment ausübt und die Welle in Schwingungen versetzt. Die Ebene dieser Resultierenden wird durch das Stirnseitendiagramm (siehe unten) leicht gefunden. Um die Schwingungen auszugleichen, hat man in dieser Ebene nur ein Kräftepaar durch Zusatzgewichte von der Größe anzubringen, daß die Welle schwingungsfrei läuft. Dieses Zusatzkräftepaar kann man sich wiederum gleichwertig vorstellen einem Kräftepaar von der Größe $K r'$, von dem wieder die eine Paarkraft durch den Drehpunkt der Welle geht und die andere die ursprüngliche Kraft K aufhebt. Nunmehr kann man sich vorstellen, daß die im Drehpunkt liegende Paarkraft K wieder in ihre ursprünglichen Komponenten P' und R zerlegt wird. Dann sieht man, daß die beiden Werte P' im Drehpunkt sich ebenfalls aufheben und nur eine Kraft von der Größe R im Drehpunkt übrig bleibt. Das Ergebnis des bisherigen Auswuchtens ist also, daß das Kräftepaar verschwunden und die Einzelkraft in den Drehpunkt der Welle verschoben ist. Man braucht jetzt nur noch diese Einzelkraft zu beseitigen. Dazu verschiebt man beispielsweise die Lage des Drehpunktes gegenüber der Welle von A nach B , so daß also diese noch vorhandene freie Kraft R gegenüber dem Drehpunkt wieder einen Hebelarm bekommt und dadurch wieder Schwingungen der Welle hervorruft. Das Auswuchten dieser Einzelkraft und das Aufsuchen ihrer Ebene geschieht wieder in der geschilderten Weise.

Näheres hierüber ist in der einschlägigen Literatur zu finden¹⁾. Neben dieser von Lawaczek angegebenen Lösung sind für bestimmte Fälle weitere Lösungen möglich.

Bei der Lawaczekschen Maschine wird zur Bestimmung der Unbalanz die Resonanzwirkung verwendet. Die Welle, um die der Prüfkörper rotiert, wird derart gelagert, daß das eine Lager (»Drehlager«) um einen senkrechten Zapfen drehbar ist, während das zweite Lager (»Schwinglager«) in der zum Zapfen senkrechten Ebene verschiebbar angeordnet ist; es wird durch Federn in seiner Mittellage gehalten. Dadurch wirkt das ganze System als ein physikalisches Pendel. Der Antrieb der Welle erfolgt hinter dem Drehlager durch Motor oder Riemen.

In der heutigen Ausführung besteht die Maschine aus einem gußeisernen Gestell, welches Maschine, Welle und Lager trägt. Die Lagerung erfolgt in Kugellagern. An der Motorseite liegt das als Drehlager ausgebildete Gleitlager in einem ortsfesten Gehäuse. An der Stirnseite der Maschine ist das Schwinglager, dessen Lagerbock mit Hilfe einer Zahnradübersetzung in beliebigem Abstand vom Drehpunkt eingestellt werden kann, an einer breiten Blattfeder aufgehängt. Die Lagerschale des Drehlagers ist in vertikaler Richtung mit 2 Zapfen versehen, die gleichfalls in Trag- und Stützdruckkugellagern laufen. Mit der Spannhülse des Drehlagers ist eine dünne, biegsame Stahlwelle gekuppelt, die ihrerseits mit dem Antriebsmotor starr gekuppelt ist. Normal wird der auszuwuchtende Körper zwischen beiden Lagern auf die Welle gesetzt, während scheibenförmige Körper auch fliegend vor dem Schwinglager aufgesetzt werden können.

Der nach Angaben von Prof. Heidebroek konstruierte Stirnseitenindikator besteht aus einem Hohlkolben, der mit fester Führung und harter Schneide auf der zylindrischen Oberfläche der Welle schleift. Mit ihm steht ein Kurbelmechanismus in Verbindung, an den eine Geradföhrung mit Schreibstift angeschlossen ist. Letzterer überträgt den Ausschlag der Welle auf ein auf der Stirnfläche der Welle befestigtes Papier. Das stete Anlegen des Tastkolbens sichert eine Spiralfeder. Auch der Schreibstift wird durch eine Spiralfeder gegen das Papier gedrückt, die in der Führungshülse liegt.

¹⁾ Literatur. Dr.-Ing. Lawaczek: Das Auswuchten raschumlaufender Massen (Z. f. d. g. Turbinenwesen 1911, Nr. 28—32). — Prof. Dr.-Ing. Heidebroek: Das Auswuchten umlaufender Maschinenteile (Z. d. V. d. I. 1916, Nr. 1 und 2). — Dr.-Ing. Heymann: Schwingungsvorgänge beim Auswuchten raschumlaufender Massen nach dem System Lawaczek. Verlag H. Hohmann, Darmstadt 1916. — Dr.-Ing. Heymann: Beitrag zur Auswuchtung von Luftschiff- und Automobil-Kurbelwellen. (Der Motorwagen 1917, Nr. 3.)

Der Schwingungsmesser besteht aus einer Leitstange, welche die Wellenschwingung auf den Zeiger überträgt, der die Wellenschwingung in vergrößertem Maßstabe auf einer in vertikaler Richtung verschiebbaren Glastafel aufzeichnet. Der Zeiger läuft zur Verringerung der Reibung zwischen Spitzen. Das Anlegen des Schwingungsmessers an die Welle bewirkt ein Hebel. Der Zeiger wird dann den kleinsten Ausschlag aufzeichnen, wenn ein in der Laufnut zugesetztes Laufgewicht genau in der Unbalanz-Ebene liegt.

Der Vorgang beim Auswuchten ist etwa folgender: Man beginnt mit der Auswuchtung des Unbalanz-Kräftepaares. Der Prüfkörper wird durch den Antrieb zuerst auf Touren gebracht und dann abgeschaltet. Er durchläuft im Auslauf das sogenannte Resonanzgebiet, in welchem der Takt der im Prüfkörper befindlichen rotierenden Unbalanz gleich dem Takte der Eigenschwingungszahl der Maschine ist. Dadurch entsteht eine lebhafteste Pendelung, die sowohl für Rechtslauf als auch für Linkslauf des Prüfkörpers auf dem Schreibapparat registriert wird. In der Symmetrieebene dieses Diagrammes liegt die Spur der jeweiligen Unbalanzebene. Nun wird der Prüfkörper so eingestellt, daß diese Spur mit der Lotschnur übereinstimmt und die Unbalanz-Ebene mittels des Fall-Lotes auf den Prüfkörper übertragen. Jetzt ist die Ebene der Unbalanz bekannt, nicht aber die Größe des erforderlichen Zusatzgewichtes. Zur Bestimmung dieses Gewichtes verwendet man den Schwingungsmesser. Dessen Nadel wird den kleinsten bzw. gar keinen Ausschlag mehr liefern, wenn das eingesetzte Gewicht die richtige Größe erreicht hat. Damit ist der Prüfkörper scheinbar ausgewuchtet. Nun wird aber beim Auswuchten eine eventuell vorhandene Unbalanz-Einzelkraft isoliert, indem sie nach dem Drehlager hin verschoben wird. Der Einzelkraft wird also ein künstlicher Hebelarm gegeben, indem man je nach der Art des Prüfkörpers eine Verschiebung oder Umkehr vornimmt. Ist die Umstellung der Maschine erfolgt, so wiederholt sich das erste Ausgleichverfahren in analoger Weise. Nach diesem zweiten Auswuchten läuft der Körper in jeder Stellung und für jeden Lagerabstand rund. Die Möglichkeit, daß gewisse Kräfte lediglich in die Lagerstellen verschoben, also nicht aufgehoben sind, ist hier ausgeschlossen.

Die Meßgenauigkeit paßt sich der Art der Prüfkörper an. Normal erfolgt die Bestimmung der Unbalanzebene auf 1,4 % genau. Auch diese Abweichungen lassen sich durch ein Kontrollverfahren in Kürze beseitigen. Die kleinste Schwerpunktsverschiebung, die bei normalen Maschinen eben noch angezeigt wird, beträgt durchschnittlich $\frac{1}{1000}$ mm. Die Dauer der Auswuchtung hängt von dem Geschick des Arbeiters und den getroffenen Vorbereitungen ab. Durchschnittlich kann man dafür bei einem Einzelkörper mittlerer Größe 1 Stunde ansetzen.

In Fig. 2—9 ist die Auswuchtmaschine System Lawaczek in verschiedenen Ausführungen dargestellt. Der Prüfkörper, der entweder ein Einzelkörper oder ein Körper mit Welle sein kann, ruht in zwei Lagern, von denen das an der Antriebsseite befindliche Lager eine vertikale Drehachse besitzt, während das zweite Lager frei an einer Blattfeder aufgehängt ist. Der an der Stirnseite vorgesehene Schreibapparat eignet sich namentlich für das Auswuchten von Einzelkörpern; sein Mechanismus ist vollständig verdeckt. Die verwendete Übersetzung ist mittels Handrad veränderlich. Um den bedienenden Arbeiter zu kontrollieren und auch einen zahlenmäßigen Aufschluß über die Güte des vorgenommenen Ausgleichs zu erhalten, wird der Schwingungsmesser verwendet. Der Vorgang des Auswuchtens wird auf einem Registrierpapier verzeichnet und ist daher jederzeit nachzuprüfen. Die verwendeten Lager können spezielle Gleitlager, Kugellager oder, bei veränderlichen Zapfendurchmessern, Rollenlager mit variabler lichter Weite sein und sind in allen Fällen auswechselbar. Die Resonanzdrehzahl wird zweckmäßig durch Veränderung der Länge und Dicke der Feder einreguliert.

Beim Typ Fig. 2—4 erfolgt die Verstellung der Federlänge durch Verschieben der Preßbacken von Hand, bei den übrigen mittels Handrades und Leitspindel. Die Einstellung des Schwingungshebelarmes geschieht bei diesem Typ mittels Zahnstange, bei den übrigen mittels Handrades und Leitspindel. Der Antrieb der Maschine kann ein elektrischer oder Riemenantrieb sein, kann aber auch durch eine Dampfmaschine

oder durch Druckluft erfolgen. Grundsätzlich soll dabei der Prüfkörper in der Maschine möglichst ohne irgendwelche Zusatzkonstruktion laufen, und die resultierende Antriebskraft muß senkrecht zur Schwingungsebene stehen. Dieser Typ eignet sich hauptsächlich für die serienweise Auswuchtung. Namentlich mit Rücksicht auf das Auswuchten der Einzelkraft gestattet er die Auswuchtung von Körpern jeder Art. Einzelkörper können sowohl zwischen den Lagern als auch in fliegender Anordnung untersucht werden. Die Maschine wird für Lagerabstände bis zu 6 m und maximales Gewicht des Prüfkörpers bis zu 40000 kg zwischen den Lagern, bzw. 2500 kg fliegend aufgesetzt, gebaut.

Eine Erweiterung des vorbeschriebenen Typs bildet der Typ Universal, Fig. 5—7. Er ermöglicht es, die Umstellung der Maschine leichter und rascher vorzunehmen, ist also für größeren Wechsel in der Auswuchtung geeignet.

Bei dem zweiten Teil des Auswuchtverfahrens, dem Auswuchten der Unbalanz-Einzelkraft, muß bei den obigen Typen der Prüfkörper um 180° gedreht werden. Um den dadurch bedingten Zeitverlust auf ein Mindestmaß herabzusetzen, wird der Typ Fig. 8 und 9 verwendet. Er beruht auf der Überlegung, daß man die Maschinenlager wechselweise sowohl als Schwinglager als auch als Drehlager benützen kann und wird für Lagerabstände des Prüfkörpers bis zu 6 m und maximales Prüfgewicht bis zu 120000 kg gebaut. Bei der einen Ausführung, die für Dampfturbinen bestimmt ist, läuft das jeweilige Schwinglager in einer horizontalen Führung. Der Antrieb geschieht durch direkte Kupplung, Riemen oder Dampf. Die Schwingung erfolgt hier genau in der Horizontalebene, so daß auch Körper mit sehr kurzer Welle ausgewuchtet werden. Um dabei eine Verdrehung der Federung zu vermeiden, wird die Doppelfeder in die Achsenrichtung gelegt. Hier erleidet der Genauigkeitsgrad durch Überwindung des Führungswiderstandes eine gewisse Einbuße. Zur Erreichung der höchsten Empfindlichkeit benützt man daher zweckmäßig wieder die reibungsfreie Aufhängung. Zur Verringerung des Antriebsmomentes wird die Maschine mit einer Vorrichtung versehen, die das jeweilige Schwinglager beim Anlaufen festhält. Der Antrieb hat dann nur den Leerlaufwiderstand des Prüfkörpers zu überwinden.

Die vorbeschriebene Auswuchtmaschine weist, wenn sie auch theoretisch vollkommen einwandfrei ist, einige bauliche Nachteile auf, die neuerdings durch einige konstruktive Änderungen vollständig vermieden werden konnten. An Stelle des einzigen Dreh- bzw. Schwinglagers und hängender Feder, eine Bauart, die große Montageschwierigkeiten bot, ein Wenden des Probekörpers nach dem ersten Auswuchtprozeß erforderte und schließlich eine Zwischenrechnung beim Auswuchten nicht umgehen ließ, wurde jedes Lager so gebaut, daß es beliebig mit Hilfe einer Festspannvorrichtung entweder als Drehlager oder als Schwinglager verwendet werden kann.

Die neue Bauart Zwilling ist also dadurch charakterisiert, daß jedes Lager aus einem Innenlager besteht, welches sich mittels Kugelkalotte in einem auf stehender Blattfeder aufmontierten Außenlager abstützt. Durch die stehende Federanordnung ist die Montage sehr erleichtert. Um den Probekörper einzubauen, ist nur ein Öffnen der Lagerdeckel erforderlich. Die Umkehr des Prüfkörpers um 180°, die bekanntlich erforderlich ist, wird durch die Auswechselbarkeit der Lager in einfacher Weise vermieden. Beispielsweise wird zuerst das auf der Antriebsseite liegende Lager als Drehlager, das gegenüberliegende Lager hingegen als Schwinglager benutzt. Die Maschinenschwingungen werden mit Hilfe des Schreibapparates festgehalten, der mit dem Schwinglager starr gekuppelt ist und die Schwingungen auf ein auf der Wellenstirn angebrachtes Diagrammpapier aufzeichnet. Mit Hilfe der Festspannvorrichtung wird sodann das zweite Lager freigegeben, also als Schwinglager benutzt, wogegen das erste Lager jetzt als Drehlager läuft. Damit ist der Forderung des Lawaczek'schen Prinzips, den auszuwuchten Körper nacheinander um zwei feste Achsen schwingen zu lassen, in einfacher Weise entsprochen.

Zur Frage der Benzin- und Petroleumversorgung Deutschlands nach dem Kriege.

Von P. Max Grempe.

Die Petroleumvorräte waren in Deutschland bei Ausbruch des Krieges gering, und da die Zufuhren vom Auslande schwierig waren, so mußte man von vornherein auf größte Sparsamkeit sehen. Der eiserne Bestand an Erdöl wurde aber immer so hoch wie möglich gehalten. Man besann sich im übrigen auf die eigene deutsche Erdölgewinnung. Da ist es interessant, daß die ersten Anfänge einer eigenen deutschen Petroleumindustrie doch schon weit zurückliegen. Die Verarbeitung von Schiefer auf Erdöl durch Destillation ist schon in den sechziger Jahren des vergangenen Jahrhunderts in Angriff genommen worden. Man machte daher Versuche, auf diese alte Industrie zurückzugreifen. Die Schwierigkeiten bei dieser Erdölgewinnung liegen in dem geringen Gehalt an Bitumen des deutschen Schiefers. Im übrigen ist natürlich eine derartige Ausbeute eine Preisfrage. Sie war nicht gut zu lösen, solange das ausländische, namentlich amerikanische Erdöl zu außerordentlich billigen Preisen ständig auf den deutschen Markt kam. Nachdem durch den Abschluß der Petroleumzufuhren das Erdöl wesentlich im Preise stieg, konnte auch die deutsche Petroleumgewinnung aus Schiefer, die früher besonders in Württemberg versucht wurde, wieder eher rentabel werden.

Es verdient Beachtung, daß, wie Herr von Stauß, Direktor der Deutschen Bank, im Verein für Beförderung des Gewerbefleißes ausführte, auch in England auf diesem Wege Petroleum gewonnen wird. Allerdings eignet sich der in Schottland für Erdölgewinnung verwendete Schiefer darum besser hierzu als der deutsche, weil dort der Bitumengehalt bis 14% ansteigt. Trotzdem wäre aber gegen den Wettbewerb der amerikanischen Erdölaufuhren auch diese englische Industrie erlegen, wenn nicht die britische Marine durch regelmäßigen Bezug zu rentablen Preisen die dortige Petroleumgewinnung in beschränktem Maße sichergestellt hätte.

Bei uns hat während des Krieges die Verarbeitung von Braunkohle größere Bedeutung gewonnen. Man versucht hier den Bitumengehalt zu gewinnen, was eigentlich auch schon eine alte Industrie Deutschlands ist. Jedoch in Friedenszeiten hängt auch diese Ausnutzung von einem hohen Bitumengehalt ab. Die infolge des Krieges gestiegenen Preise erlaubten kostspielige Apparaturen. Die rationelle Gewinnung von Nebenprodukten führte in der Braunkohlenindustrie das Generatorverfahren zu besonderer Bedeutung. Die hier inzwischen durchgeführte Nebenproduktengewinnung im großen ist also eine erfreuliche Folge des Krieges.

Weiter kommt das Problem der Verflüssigung von Kohle hier in Betracht. Darüber kann allerdings während des Krieges nicht viel der Öffentlichkeit verraten werden. Zahlreiche Versuche, der heimischen Industrie Anregung zu geben, sind durch diese Bestrebungen beeinflusst worden. Die Erfolge auf dem Gebiet der Versuche der Braunkohlenvergasung sind jedenfalls hochehrfroh. Wie erzeugen heute manche Ölquantitäten reicher, als es uns in der Vergangenheit möglich war. Ob diese neue Industrie im Frieden im vollen Umfang bestehen wird, wenn wieder mit der Einfuhr ausländischer Öle gerechnet werden kann, das muß allerdings die Zukunft lehren.

Flüssige Kohlenwasserstoffe bezogen wir im Frieden im wesentlichen aus dem Auslande. Diese waren nicht ohne weiteres zu ersetzen. Zu betonen ist aber, daß wir trotzdem mit technischen Ölen immer versorgt waren. Ein Notstand ist auch hinsichtlich der flüssigen Betriebsmittel unserer U-Boote nicht eingetreten und nie zu befürchten.

Es fragt sich nun, ob sich unsere Versorgung ganz unabhängig von Amerika auf die Dauer organisieren läßt? Heute kann diese Frage mit Ja beantwortet werden. Das Problem hätte allerdings offen bleiben müssen, wenn die amerikanischen Interessenten weitestgehend in ihren Dispositionen gewesen wären. Diese hätten bei ihrem großen Einfluß sehr wohl zu England sagen können: Die Länder der Entente sind uns gewiß gute Kunden, Deutschland war aber unser bester Kunde. Diesen können wir im eigenen Interesse nicht verlieren. Wir verlangen daher, daß wir alle Abnehmer trotz des Krieges gleichmäßig bedienen können. Bei der Abhängigkeit der Entente von dem amerikanischen Großlieferanten an Erdöl wäre England in eine unbequeme Lage gekommen. Das gegenteilige Verhalten der Standard Oil Comp. hat nun der Welt gezeigt, daß wir zur Not auch ohne das amerikanische Öl auskommen können.

Deutschland führte im Frieden 1,2 bis 1,3 Mill. t Petroleumprodukte ein. Die eigene Produktion betrug nur einen Bruchteil. Die Größe dieser ausländischen Zufuhren kann man sich daran klar machen, daß zu ihrem Transport 120000 Eisenbahnwagen von je 10 t Tragkraft nötig sind. Amerika hat denn auch im Frieden eine recht beträchtliche Flotte von Tankschiffen für diese Petroleumlieferungen schwimmen gehabt. Aus der Betrachtung dieser Zahlen geht ohne weiteres hervor, daß eine volle Belieferung Deutschlands in der im

Frieden üblichen Höhe des Petroleumverbrauchs auf dem Landwege nicht möglich ist. Die Fragen hinsichtlich der besseren Petroleumversorgung, die damals auftauchten, als man die Russen wieder aus Galizien hinausgeworfen hatte, finden in diesen Verhältnissen ihre Beantwortung. Wohl hat man die Petroleumvorkommen in Galizien und später in Rumänien nach Möglichkeit für den deutschen Verbrauch nutzbar gemacht. Aber es ist bis heute technisch ausgeschlossen, auf der Eisenbahn das heranzuschaffen, was wir im Frieden gebraucht haben.

Es taucht nun die Frage auf, ob bei genügender Petroleumgewinnung in Rumänien der deutsche Markt versorgt werden kann, wenn man den Donauweg entsprechend ausnutzt. Diese Frage kann bejaht werden. Allerdings haben wir heute dazu noch nicht genügend Flußtankschiffe. Natürlich wird auch auf diesem Gebiet fleißig gearbeitet. Für die zukünftige deutsche Volkswirtschaft ist es von großer Wichtigkeit, den Weg auf der Donau so zu gestalten, daß man für die Folge auf diesem Wasserwege den deutschen Bedarf decken kann für den Fall, daß später einmal kriegerische Verhältnisse überseeische Zufuhren erschweren. Den Donau-Wasserweg für unsere Petroleumversorgung hatten wir übrigens schon recht ausgenutzt, ehe Rumänien gegen uns ins Feld zog.

Die Weltproduktion an Leuchtöl wird im wesentlichen von Amerika beherrscht. Während dort im Jahre 1908 erst 23 Mill. t gewonnen wurden, betrug diese Erzeugung 1916 bereits 40 Mill. t. Allerdings ist es zu bedenken, daß Amerika selbst großen Petroleumbedarf hat. Die Erzeugung an Motorwagen hat in Amerika während des Krieges sich vervielfacht. Dementsprechend ist auch der Bedarf an Erdöl (Benzin) für Autobetrieb in den Vereinigten Staaten riesig gewachsen. Zu bedenken ist, daß die Belieferung des europäischen Marktes mit amerikanischem Petroleum nach dem Kriege sowieso darum schwieriger sein wird, weil unsere U-Boote empfindliche Lücken in die Flotte der Tankschiffe gerissen haben.

Rußland, erst der größte Erdölherzeuger der Welt, wurde von Amerika in der Petroleumherzeugung im Laufe der Zeit überholt. In unserem östlichen Nachbarreiche gewann man

im Jahre 1914 an Rohöl	9000000 t
» » 1915 »	9400000 t
» » 1916 »	9600000 t

Der Eigenverbrauch Rußlands an Petroleum ist ziemlich bedeutend. Bemerkenswert in dieser Hinsicht ist u. a., daß eine erhebliche Zahl der Lokomotiven mit dem Erdölrückstand Masut geheizt wird. Von dem deutschen Markt ist das russische Petroleum mehr und mehr ausgeschieden. Immerhin hat es in der Türkei an Boden gewonnen. Die russische Erdölherzeugung des Jahres 1917 ist zurückgegangen, da sich auch in dem Petroleumgebiet von Baku die störenden Folgen der Revolution bemerkbar gemacht haben.

In Galizien und Rumänien arbeitet in der Petroleumindustrie seit längerer Zeit deutsches Kapital, zuerst allerdings nur in kleinerem Umfange. Das Aufkommen dieser Unternehmen war sehr schwer, weil naturgemäß die Standard Oil Comp., die einen Wert von etwa M. 10 Milliarden repräsentiert, gegen jeden neuen Wettbewerber ganz rigoros vorzugehen pflegte, damit sich neue Betriebe nicht entwickeln können. Aus diesem Konkurrenzkampf heraus erklärt sich es, daß diese mächtige amerikanische Petroleumgesellschaft im Frieden lange Zeit in unsern östlichen Bezirken den Preis eines Liters Petroleum auf nur 10 bis 11 Pf. hielt, während in unsern westlichen Provinzen zu gleicher Zeit 16 bis 17 Pf. gezahlt werden mußten. Die Amerikaner hielten mit dieser Preispolitik eben das galizische und rumänische Petroleum auch von dem deutschen Osten fern. Als die Deutsche Bank vor etwa 12 Jahren das Petroleumgeschäft in Rumänien aufnahm, versuchte sie durch den Transport auf der Donau den deutschen Markt zu gewinnen. Trotzdem mußte das Erdöl gegenüber der amerikanischen Konkurrenz nicht selten in Regensburg mit 1 bis 2 Pf. Einbuße für das Liter abgegeben werden.

Die rumänische Petroleumherzeugung betrug vor dem Kriege jährlich etwa 2 Mill. t; sie sank 1914 schon auf 1,8, im folgenden Jahr auf 1,7 und schließlich im Jahre 1916 auf 1,4 Mill. t. Der Grund des Rückgangs ist darin zu suchen, daß man in Rumänien gleich nach Kriegsausbruch die Petroleumgewinnung einschränkte.

Die Zerstörungen, welche die Engländer im rumänischen Petroleumgebiet vor dem Rückzug durchgeführt haben, sind naturgemäß für die dortige Erdölindustrie zum Schaden des Landes ein schwerer Schlag gewesen. Erst langsam gelang es unter großen Anstrengungen, einen Teil der Petroleumgruben und Raffinerien wieder in Betrieb zu nehmen. Beim Kriegsausbruch Rumäniens gegen uns haben sicherlich die Engländer gehofft, uns dauernd von dem rumänischen Petroleum abzuschneiden, um andererseits durch ein erneutes kriegerisches Vorgehen der Russen gegen Galizien auch dieses Petroleumvorkommen uns zu verschließen.

Die zwischen in Rumänien und Galizien wieder aufgelebte Petroleumindustrie hat trotz der von den Feinden bei ihren Rückzügen bewirkten Zerstörungen Produktionszahlen ergeben, die unsere kühnsten Hoffnungen übertroffen haben. In Rumänien haben wir auch einige jungfräuliche Gebiete der Erdölwelt erschlossen, die auf staatlichem Grund und Boden liegen.

Im übrigen hat die rumänische Regierung keine Großzügigkeit in ihrer Petroleumpolitik erkennen lassen. Die Deutsche Bank hat zuerst versucht, das rumänische Erdöl in der Welt zu verkaufen. Damals mußte noch das allgemeine Vorurteil bekämpft werden, dieses Petroleum ruße und blake. Nachdem infolge des Weltkrieges die amerikanischen Petroleumzufuhren fortfielen, hätte sich das rumänische Erzeugnis viele Märkte schnell erobern können, wenn nicht die dortige Regierung schon damals ihre Hauptaufgabe darin gesehen hätte, die Interessen der Entente zu fördern. So zwangen die Rumänen bereits im Jahre 1914 die deutschen Petroleuminteressenten, ein sog. Kriegspetroleum herzustellen. Dieses mußte so destilliert sein, daß keinerlei weitere Verarbeitung auf Benzin möglich war. Man fürchtete nämlich seitens der Entente, daß Deutschland aus dem früher üblichen Petroleum noch Benzin gewinnen könne. Wenn dieses aber auch technisch möglich war, so ist doch eine solche Verarbeitung bei uns nie versucht worden. Das Kriegspetroleum ließ denn auch diese theoretische Möglichkeit nicht mehr zu.

Von anderen Ländern, die Erdölvorkommen ausbeuten, verdient Niederländisch-Indien darum besondere Erwähnung, weil es ein verhältnismäßig stark benzinhaltiges Rohöl gewinnt.

Mexiko hat aus kleinen Anfängen heraus eine recht achtenswerte Erdölherzeugung entwickelt. Während dort 1908 erst 0,5 Mill. t gewonnen wurden, stieg die Ausbeute 4 Jahre später auf 2,5, im Jahre 1915 auf 3,6, und im Jahre 1916 auf 5 Mill. t. Für die Versorgung des deutschen Marktes mit mexikanischem Petroleum ist allerdings der weite Weg störend. Es kommt hinzu, daß Tankschiffe überhaupt etwas teurer zu bewirtschaften sind als andere Fahrzeuge. Immerhin dürfte die mexikanische Erdölindustrie eine große Zukunft haben, so daß vermutlich diese Produktion bald mit der russischen um den zweiten Rang in der Welterzeugung ringen wird. Ein großer Teil des mexikanischen Petroleumhandels liegt in den Händen der Engländer und Amerikaner.

Neben dem Petroleumvorkommen von Britisch-Indien verdient Japans Petroleumgewinnung Erwähnung. Diese beträgt zurzeit etwa 0,4 Mill. t und wird von dem einheimischen Bedarf Japans verbraucht.

Deutschland hat zwei Petroleumgebiete: Elsaß (Pechelbronn), und Hannover (Wietze).

Die Weltproduktion an Petroleum macht zur Zeit etwa 60 Mill. t aus, während sie vor 10 Jahren erst 40 Mill. t betrug. In der Vergangenheit war für die Petroleumgewinnung hauptsächlich das Leuchtöl maßgebend. Erst im Laufe dieses Jahrhunderts kamen mehr und mehr die technischen Öle zur Bedeutung, namentlich mit der Entwicklung des Automobilwesens wurde das Benzin von größter Wichtigkeit, dann Gas- und Treiböle für Verbrennungsmotoren.

Die Verwendung des Petroleums als Leuchtöl erforderte vor Kriegsausbruch in England und in Deutschland durchschnittlich 12 bis 13 kg auf den Kopf der Bevölkerung. In Frankreich stellte sich diese Zahl nur auf 8 kg, was sich durch die hohen Petroleumabgaben erklärt. Holland, Belgien und Norwegen hatten doppelt so hohen Verbrauch als wir, wofür der Bedarf der Fischerei an Erdöl eine Erklärung abgibt.

Der Krieg hat eine gewaltige Entwicklung in der Bewertung des Erdöls gebracht. Dementsprechend sind auch die Petroleumpreise gestiegen. So werden zur Zeit diejenigen der deutschen Erdölgesellschaften auf das Fünffache gegenüber der ersten Kriegszeit bewertet. Sie repräsentieren also zur Zeit einen Börsenwert von etwa M. 150 Mill. Die rumänische Steaua Romana, in der deutsches Kapital vorherrscht, wird jetzt von der Börse mit etwa M. 250 Mill. bewertet. Auch die galizischen Bewertungen sind dementsprechend gestiegen. Diese Entwicklung ist übrigens darum bemerkenswert, weil sich ursprünglich das deutsche Kapital bei der Erschließung der Petroleumvorkommen viel zurückhaltender gezeigt hat, den Finanzleuten und der Industrie nur sehr zaghaft und spät gefolgt ist. Auf diesem Gebiet ist man der deutschen Führung z. B. in der Ostschweiz viel eher gefolgt. Andererseits kann damit gerechnet werden, daß bei dem derzeitigen Stande der Petroleumgewinnung und -verwertung die Zukunft dank der deutschen Technik und unseres Organisationstalents eine recht gute sein dürfte.

In der geologischen Erforschung und in der Verarbeitung von Erdöl sind neue Wege beschritten worden. Die Arbeiten von deutschen Gelehrten haben auf diesem Gebiet überaus befruchtend gewirkt. Die Amerikaner haben z. B. lange Zeit außerordentlich primitiv gearbeitet und erst dann die wissenschaftliche Forschung zu schätzen gewußt, nachdem sie gesehen haben, welche Vorteile man mit ihrer Hilfe in Deutschland erreicht hat.

Die Erdgasindustrie, die jetzt in größerem Maße in Ungarn Bedeutung gewinnt, liefert ein auf ähnlichem Weg entstandenes Produkt wie das Petroleum. Auch hier hat deutsches Kapital eine neue Entwicklung in die Wege geleitet. Das Erdgasvorkommen, das dort erschlossen wird, ist auf 60 bis 80 Milliarden cbm geschätzt worden, entspricht also der gleichen Milliardenzahl Kilowattstunden oder 60 bis 80 Mill. t Petroleumwert. Man gewinnt ein beinahe chemisch reines Methan. Nach Belieferung der ungarischen Industrie wird das Produkt, falls die Verflüssigung gelingt, möglicherweise noch ein Ausfuhrartikel.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beidseitiger Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.

NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Leutnant a. D.,
Friedenau - Berlin, Z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenbergr - Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Stralburg, Z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, Z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzoglich-Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

31. Mai 1918.

Heft 9 und 10.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee.«

INHALT:

Über mehrflügelige Luftschrauben. Von Prof. Dr. Hans Baudisch, Wien. S. 57.

Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügel-fachwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen. Von Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin. (Schluß.) S. 59.

Höhenflug und Höhenluft. S. 62.

Geheimrat Richard Assmann †. Von A. Berson. S. 62.

Bücher-Besprechungen. S. 64.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 64.

Über mehrflügelige Luftschrauben.

Von Prof. Dr. Hans Baudisch, Wien.

Die stets steigenden Motorleistungen, welche von den Luftschrauben der Flugzeuge aufzunehmen sind, bringen es mit sich, daß man oftmals gezwungen wird, von der zweiflügeligen zur mehrflügeligen Schraube überzugehen. Man verwendet derzeit sowohl drei- als auch vierflügelige Schrauben. Über deren Herstellung zu berichten, ist heute wohl noch nicht angängig, es ist jedoch ohne weiteres klar, daß diese Schrauben nicht geringen Herstellungsschwierigkeiten begegnen, sofern alle Blätter dieser Schrauben in einer und derselben Schraubenebene liegen sollen. Man ging deshalb vielfach dazu über, die vierflügelige Schraube durch zwei unmittelbar hintereinander angeordnete zweiflügelige Schrauben zu ersetzen, so daß also nach Fig. 1 die Flügelblätter I und III und die Flügelblätter II und IV in je einer Radflucht liegen, die gegeneinander um die Nabenlänge l versetzt sind.

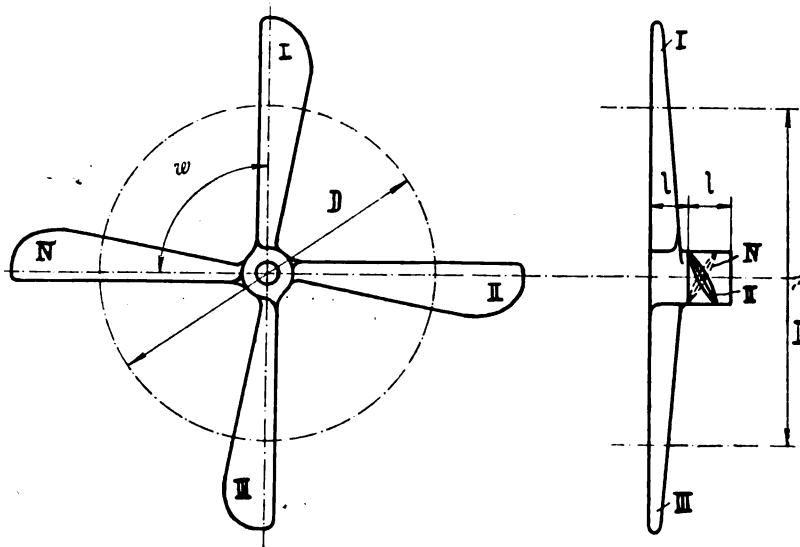


Fig. 1.

Auf den ersten Blick würde man geneigt sein, den Winkel

$$w = 90^\circ \dots \dots \dots (1)$$

zu machen, die beiden zweiflügeligen Schrauben daher im rechten Winkel gegeneinander zu versetzen. Bringt man jedoch die Schraube mit einer konaxialen Zylinderfläche vom Durchmesser D zum Schnitt, rollt man die Zylinderfläche in eine Ebene ab, so ergibt sich das in Fig. 2 dargestellte Bild, in welchem u die Richtung der Umfangsgeschwindigkeit, Φ den Steigungswinkel der Schraube darstellt. Aus Fig. 2 ist

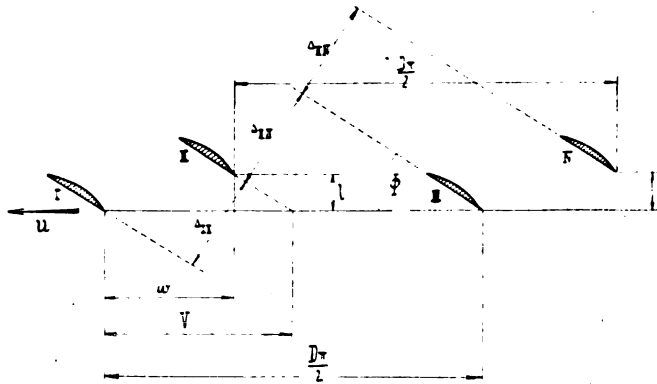


Fig. 2.

sofort zu entnehmen, daß die Schraube dann richtig sein wird, wenn die Raumauteilung der Blätter die gleiche ist, wenn also die Entfernung Δ_{III} der Flügelblätter I und II gleich der Entfernung Δ_{III} der Flügelblätter II und III ist, entsprechend der Beziehung

$$\Delta_{III} = \Delta_{III} = \Delta_{III} = \Delta_{III} \dots \dots \dots (2)$$

Diese Bedingung ist erfüllt, wenn die Versetzung

$$V = w + \frac{l}{\tan \Phi} = \frac{D\pi}{4},$$

somit wenn

$$w = \frac{D\pi}{4} - \frac{l}{\tan \Phi}.$$

Der Versetzungswinkel w rechnet sich in Graden zu

$$w^0 = 90 - \frac{\frac{D\pi}{4} - \frac{l}{\tan \Phi}}{\frac{D\pi}{4}} = 90 \left(1 - \frac{4l}{D\pi \tan \Phi} \right).$$

Bezeichnet

$$H = D\pi \tan \Phi$$

die Steigung der Schraube, so geht vorstehende Beziehung in

$$w^0 = 90 \left(1 - \frac{4l}{H} \right) \dots \dots \dots (3)$$

über. Sei z. B. $l = 0,16$ m, $H = 1,5$ m, so ermittelt sich aus Gleichung (3)

$$w^0 = 90 \left(1 - \frac{4 \cdot 0,16}{1,5} \right) = 51^\circ 30'.$$

Wenn die Steigung der Schraube, so wie dies zumeist der Fall ist, nicht über alle Durchmesser D (Fig. 1) konstant ist, ergibt sich nach Gleichung (3) für jeden Durchmesser D_1, D_2, \dots , denen die Steigung H_1, H_2, \dots zugeordnet ist, ein anderer Versetzungswinkel w_1, w_2, \dots entsprechend Fig. 3, in welcher durch die Kurve K_1 die Abhängigkeit der Steigung vom Durchmesser, durch die Kurve K_2 die Abhängigkeit des Versetzungswinkels vom Durchmesser zum Ausdruck kommt. Um die Erzeugung einer Schraube mit gekrümmter Eintrittskante entsprechend Kurve K_2 zu vermeiden, wird in solchem Falle die Versetzung nach dem Mittelwert w_m aller Versetzungswinkel durchgeführt.

Die in Fig. 2 dargestellten Entfernungen $\Delta_{III}, \Delta_{III}, \dots$ geben die räumliche Entfernung der Flügelblätter an, jedoch nicht diese, sondern die pro Flügelblatt entfallende Luftmenge

ist maßgebend für die Austeilung der Schraubenflügel über den ganzen Umfang. Da die Luft der Schraube mit der Ge-

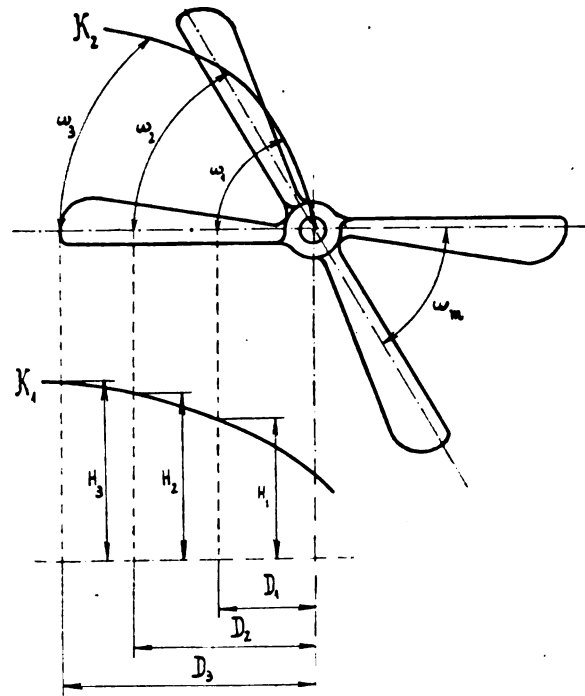


Fig. 3.

windigkeit c zuströmt, welche den Ausstellwinkel α (Fig. 4) gegenüber den einzelnen Flügelblättern besitzt, wobei

$$\alpha = \Phi - \varphi,$$

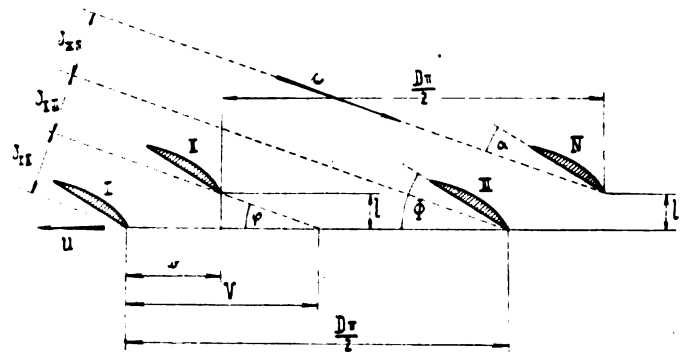


Fig. 4.

wird Beziehung (2) durch die Forderung gleicher Luftmenge für jeden Flügel richtiger durch

$$\delta_{III} = \delta_{III} = \delta_{III} = \delta_{III} \dots \dots \dots (4)$$

zu ersetzen sein, wodurch die Versetzung

$$V = \bar{w} + \frac{l}{\tan \varphi} = \frac{D\pi}{4},$$

somit der Versetzungswinkel

$$\bar{w} = \frac{D\pi}{4} - \frac{l}{\tan \varphi}.$$

Bezeichnet

$$h = D\pi \tan \varphi$$

die produktive Steigung der Schraube, also deren Vorschub pro Umdrehung, so geht Gleichung (3) über in

$$w^0 = 90 \left(1 - \frac{4l}{h} \right) \dots \dots \dots (5)$$

Sei z. B. bei einer Schraube $l = 0,16$ m, erzielt dieselbe bei 1450 Umdr./min eine Flugzeuggeschwindigkeit von 140 km/h, so ermittelt sich

$$h = \frac{140\,000}{1450 \cdot 60j} = 1,61 \text{ m.}$$

demnach ergibt sich nach Gleichung (5)

$$w^0 = 90 \left(1 - \frac{4 \cdot 0,16}{1,61} \right) = 54^0.$$

Zweifellos wird die mehrflügelige Schraube, deren einzelne Flügelpaare in verschiedenen Radebenen sitzen, gegenüber jener, deren Flügel in einer und derselben Radebene sitzen, aerodynamisch im Nachteil sein. Diese Benachteiligung drückt sich am anschaulichsten durch die Größe des Winkels w aus. Dennoch aber bietet die aus mehreren hintereinander angeordneten zweiflügeligen Schrauben zusammengesetzte mehrflügelige Schraube große Vorteile, die insbesondere in der wesentlich einfacheren Herstellung, sowie in der leichteren Transportfähigkeit zu suchen sind. Während die einteilige mehrflügelige Schraube ein sehr sperriges Stück darstellt, kann diese zum Transport in ihre Elemente zerlegt werden. Diese Vorteile sind derart bestrickend, daß diese Schraube berufen sein dürfte, die einteilige mehrflügelige Schraube vollkommen zu verdrängen.

Die Konstruktion wird aerodynamisch um so vollkommener, je mehr sich der Winkel w dem rechten Winkel nähert. Die Gleichungen (3) und (5) lehren, daß dies um so mehr der Fall ist, je kleiner l , die Nabenlänge der Schraube gewählt wird. Man findet darum auch bereits Konstruktionen, bei welchen die Nabenlänge l wesentlich kleiner als die axiale Höhe der Flügel ist. Fig. 4 bringt eine derartige Anordnung im Gegensatz zu Fig. 2 zur Darstellung.

Beitrag zum rechnerischen Festigkeitsnachweis der Doppeldecker-Flügelwerke und Fahrgestelle von Flugzeugen.

Von Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Berlin.

(Schluß aus Heft 1/2.)

Hierin sind alle Stabkräfte als Druck eingeführt mit Ausnahme von W_1 und W_5 . Bis auf S_{1-5} , S_{3-5} , S_{4-5} sind alle Stabkräfte durch Auflösen der vorhergehenden Knoten bekannt. Die drei Unbekannten werden durch Auflösung

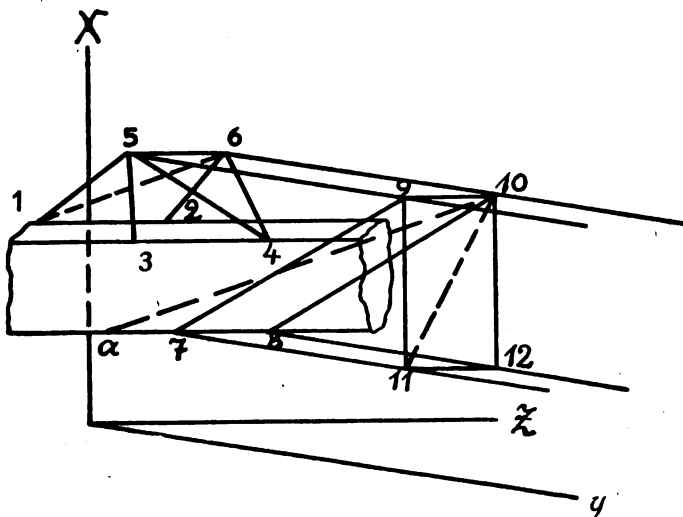


Fig. 6.

der drei Gleichungen gefunden. Bei gestaffelten Flügeln und schrägen Steigern würden die Gleichungen nach Fig. 7 für 12 Knoten folgende Form annehmen:

$$x) -S_{10-12} \frac{s_{10-12x}}{s_{10-12}} + X_{12} = 0$$

$$y) H_{10} - W_{10} \frac{s_{w_{10}y}}{s_{w_{10}}} - S_{10-12} \frac{s_{10-12y}}{s_{10-12}} = 0$$

$$z) S_{11-12} - W_{11} \frac{s_{w_{11}z}}{s_{w_{11}}} + S_{10-12} \frac{s_{10-12z}}{s_{10-12}} + Z_{12} = 0$$

Durch Schrägstellung der Steiger kommt ein neuer Summand in die y -Gleichung und durch die Staffelung einer in die z -Gleichung.

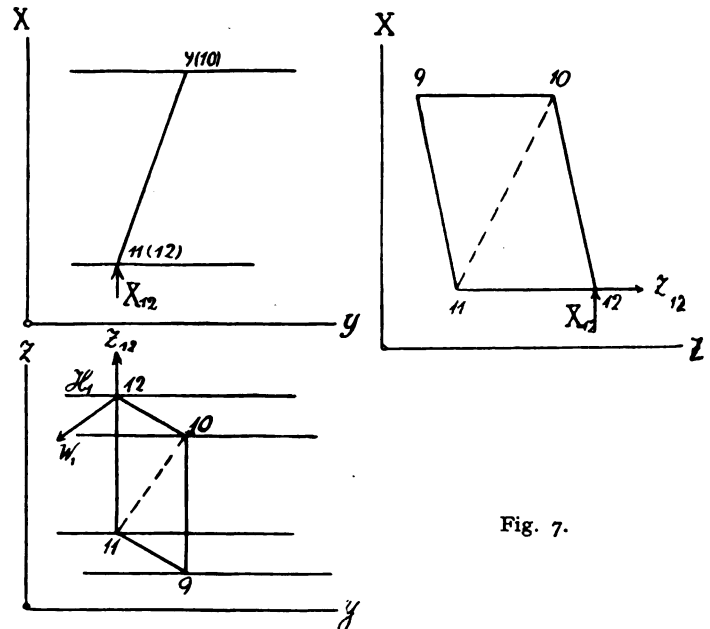


Fig. 7.

Bei Pfeil- und V-Form der Flügel würde noch ein x - und x -Summand von H_{11} und ein x -Summand von W_{11} hinzukommen; der y -Koeffizient von H_{11} würde von 1 verschieden sein und die y - und z -Koeffizienten von W_{11} würden sich ändern. Die Betrachtungsfolge der Knoten ist:

Knoten 11 mit den Unbekannten	V_{1u}	S_{9-11}	S_{12-11}
" 12 "	H_{1u}	W_{1n}	S_{10-12}
" 9 "	V_{10}	S_{7-9}	S_{10-9}
" 10 "	H_{10}	W_{10}	S_{8-10}
" 6 "	S_{2-6}	S_{4-6}	S_{5-6}
" 5 "	S_{1-5}	S_{3-5}	S_{4-5}

Zu der auf Seite 11 in Heft 1/2 angegebenen Regel, daß beim Knoten des statisch bestimmten Fachwerkes nur drei unbekannte Stabkräfte auftreten dürfen, ist noch zu bemerken, daß es Fachwerke gibt, die der Stabzahl nach statisch bestimmt sind, ohne daß man an einem Knoten beginnen kann, der nur drei Unbekannte hat oder bei denen man während der Berechnung auf Knoten mit mehr als drei Unbekannten stößt. Die Berechnung solcher Systeme erfolgt nach dem »Ersatzstabverfahren«. Bei dieser Methode wird das räumliche Fachwerk durch Umgruppieren der Stäbe ohne Änderung der Stabzahl auf ein solches zurückgeführt, bei welchem sich die Spannkraften bestimmen lassen durch wiederholte Lösung der Aufgabe eine Kraft nach drei Richtungen zu zerlegen.

Es ist sehr zweckmäßig, die analytisch gefundenen Werte graphisch zu prüfen. Die hierbei anzuwendende Methode ist in der unten durchgeführten Fahrgestelluntersuchung angedeutet.

Erhält der Flügel das Tiefenkabel (10—11) und den Spannbockstab 1—6, wird das Fachwerk also zweifach statisch unbestimmt, so zerlegt man die in Richtung des Tiefenkabels wirkende gedachte Kraft $X_a = -1$ nach den Regeln der analytischen Geometrie des Raumes in die Richtung der x -, y - und z -Achse und ebenso die in Richtung des Stabes 1—6 wirkend gedachte Kraft $X_b = -1$. Zu diesen xyz -Werten, welche für das Tiefenkabel am Knoten 10 und 11 und für den Spannbockstab am Knoten 6 angreifen, sucht man nach den für das statisch bestimmte System angeführten Regeln die Stabkräfte S_a und S_b . Aus den beiden Elastizitätsgleichungen des zweifach statisch unbestimmten Systems lassen sich mit Hilfe von Determinanten die Werte für X_a und X_b sofort hinschreiben. Die Spannkraft des Tiefenkabels wird dann:

$$X_a = \frac{\sum S_a S_0 k \cdot \sum S_b^2 k - \sum S_b S_a k \cdot \sum S_b \cdot S_0 k}{\sum S_a^2 k \cdot \sum S_b^2 k - (\sum S_a \cdot S_b k)^2}$$

und die Spannkraft des Stabes 1—6 wird:

$$X_b = \frac{\sum S_a^2 k \cdot \sum S_b S_0 k - \sum S_a S_0 k \cdot \sum S_a S_b k}{\sum S_a^2 k \cdot \sum S_b^2 k - (\sum S_a S_b k)^2}$$

Die Spannkraft eines beliebigen Stabes:

$$S = S_0 - X_a \cdot S_a - X_b \cdot S_b$$

Das Stirnkabel $a-10$ würde das System dreifach statisch unbestimmt machen.

Es sei hier noch bemerkt, daß bei mehrstieligen Maschinen die äußeren Tiefenkreuzdiagonalen eine größere Spannkraft aufzunehmen haben als die näher am Rumpf liegenden. Diese Tatsache wird oft nicht beachtet, denn man findet bei vielen Flügeln die schwächeren Tiefenkreuzdiagonalen in den äußeren Stielebenen anstatt in den inneren.

Die Verwendung von Determinanten bei der Berechnung statisch unbestimmter Systeme hat u. a. den Vorteil, daß man aus der Determinante auf die Genauigkeit des Ergebnisses schließen kann, weil z. B. die Unsicherheit des Resultates groß wird, sobald sich die Zähler- oder Nennerdeterminante dem Wert Null nähert.

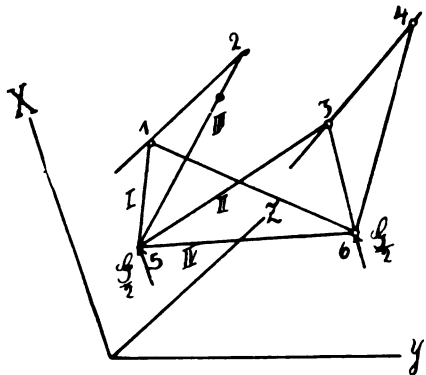


Fig. 8.

Fahrgerüst.

Das in Fig. 8 skizzierte Fahrgerüst hat 6 Knoten. Die Anzahl der notwendigen Stäbe beträgt demnach $3 \cdot 6 = 18$. Vorhanden sind:

4 Kugellager am Rumpf (Punkt 1, 2, 3, 4) = $3 \cdot 4 = 12$ Stäbe
Fachwerkstäbe nach der Skizze 7

Zusammen 19 Stäbe

Das Fachwerk ist also einfach statisch unbestimmt. Der Stab 5—6 wird als überzählig betrachtet.

Da das Fachwerk symmetrisch ist, braucht nur Knoten 5 untersucht zu werden. Fig. 9, 10, 11 enthalten Grundriß, Aufriß und Seitenriß der am Knoten 5 Fig. 8 zusammenlaufenden Stäbe ohne Stab 5—6.

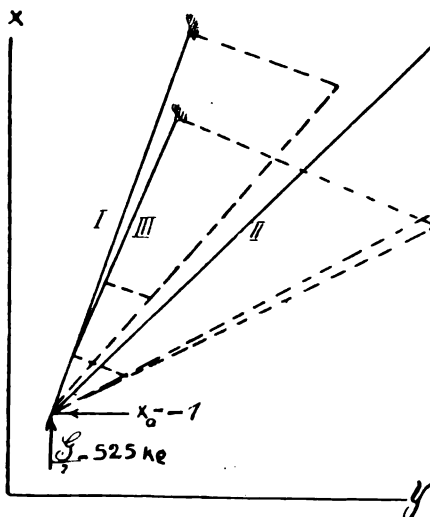


Fig. 10.

Die Projektionen der Stäbe auf die xyz -Achse wurden aus den Figuren abgemessen, die Stablängen aus den Projektionen berechnet und zur Probe auch nach den Regeln der darstellenden Geometrie graphisch bestimmt.

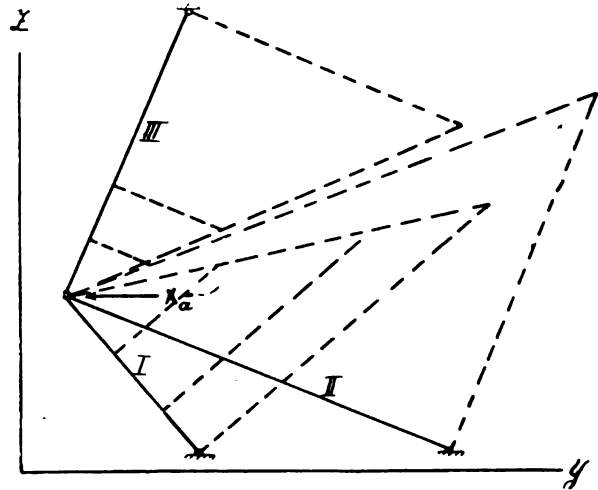


Fig. 9.

Projektionen und wahre Längen der Stäbe:

Stab	x cm	y cm	z cm	s cm
I	101	35	42	115
II	101	102	42	149
III	79	32	75	113
IV	0	141	0	141

$$s_I = \sqrt{101^2 + 35^2 + 42^2} = 13190 \cong 115 \text{ cm}$$

$$s_{II} = \sqrt{101^2 + 102^2 + 42^2} = 22365 \cong 149 \text{ cm}$$

$$s_{III} = \sqrt{79^2 + 32^2 + 75^2} = 12814 \cong 113 \text{ cm}$$

Die Berechnung erfolgt unter der Annahme, daß jedes Rad die Hälfte des Flugzeuggewichtes G aufnimmt. Die Wirkung der Massenkkräfte, welche beim Landungsstoß auftreten, wird beachtet durch Multiplikation der gefundenen Stabkräfte mit einem Festwert, welcher von der Radabfederung abhängt. Dieser Festwert ist; wenn der Federungsweg $s = 16 \text{ cm}$ und die Arbeitsaufnahme der Federung $A = 0,24 G$ beträgt, aus der Arbeitsgleichung des Stoßes zu berechnen:

$$\frac{P \cdot s}{2} = A$$

$$P = \frac{2 \cdot 0,24}{0,16} \cdot G = m \cdot G = 3 G$$

$$m = 3.$$

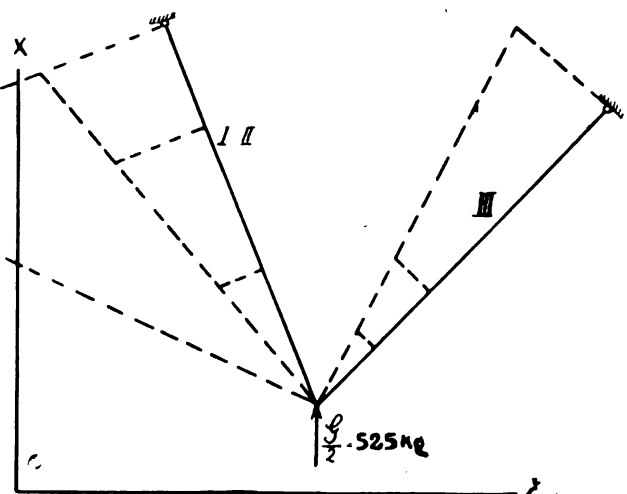


Fig. 11.

Der Raddruck sei

$$\frac{G}{2} = \frac{1050}{2} = 525 \text{ kg.}$$

Berechnung der Stabkräfte S_0 :

$$x) -S_I \frac{101}{115} + S_{II} \frac{101}{149} - S_{III} \frac{79}{113} + 525 = 0$$

$$y) -S_I \frac{35}{115} + S_{II} \frac{102}{149} - S_{III} \frac{32}{113} = 0$$

$$z) S_I \frac{42}{115} - S_{II} \frac{42}{149} - S_{III} \frac{75}{113} = 0.$$

Hierin ist S_I als Druck, S_{II} als Zug, S_{III} als Druck angenommen. Die Auflösung dieser drei Gleichungen ergibt:

$$\begin{aligned} S_I &= 743 \text{ kg Druck,} \\ S_{II} &= 425 \text{ kg Zug,} \\ S_{III} &= 228 \text{ kg Druck.} \end{aligned}$$

Die Stabkräfte S_0 wären ohne die »Hilfsachse« Stab 5—6 in Fig. 8 aufzunehmen.

Berechnung der Stabkräfte für den Zustand $X_a = -1$:

$$x) -S_I \frac{101}{115} + S_{II} \frac{191}{149} - S_{III} \frac{79}{113} = 0$$

$$y) -S_I \frac{35}{115} + S_{II} \frac{102}{149} - S_{III} \frac{32}{113} - 1 = 0$$

$$z) S_I \frac{42}{115} + S_{II} \frac{42}{149} - S_{III} \frac{75}{113} = 0.$$

Hieraus ergibt sich:

$$\begin{aligned} S_I &= 1,717 \text{ Druck} \\ S_{II} &= 2,225 \text{ Zug} \\ S_{III} &= 0. \end{aligned}$$

Die Elastizitätsgleichung des einfach statisch unbestimmten Systems lautet:

$$X_a \sum S_a^3 k = \sum S_a \cdot S_0 k.$$

Stabquerschnitte: Stab I und III Rundrohre $40 \cdot 1$. Stab II ein Kabel von 6 mm Durchmesser, Stab IV Rundrohr $30 \cdot 1$.

Tabelle 1 zur Berechnung der statisch Unbestimmten X_a und der endgültigen Stabkräfte.

Stab	S_0	S_a	s	E	F	$k \cdot 10^5$	$S_a S_0 k$	$S_a^3 k$	$X_a \cdot S_a$	S in kg
I	— 743	— 1,717	115	2 150 000	1,23	4,35	55 40	12,8	— 338	— 405
II	425	2,225	149	1 290 000	0,212	54,5	51 500	270	438	— 13
III	— 228	0	113	2 150 000	1,23	4,27	0	0	0	— 228
IV	0	— 1	141	2 150 000	0,911	7,2	0	7,2	197	197
						Σ	57 040	290		

$$X_a = \frac{57 040}{290} = 197 \text{ kg Zug.}$$

Die in der letzten Spalte von Tabelle I zusammengestellten Spannkraft der Stäbe I, II, III und IV wurden in Fig. 12, 13 und 14 graphisch geprüft und für richtig befunden. Die



Fig. 12.

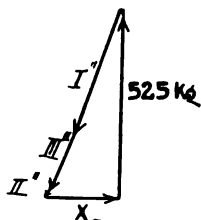


Fig. 13.

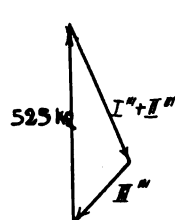


Fig. 14.

Projektionen der Kräfte erhält man mit Hilfe ihrer wahren Größe und umgekehrt. Hierbei werden aus Fig. 9, 10, 11 die für die wahren Stablängen gestrichelt gezeichneten Dreiecke benutzt.

Aus der Berechnung folgt, daß das Kabel der Vorderwand bei senkrecht angreifenden Kräften Druck aufnehmen mußte.

Es kommt demnach für den vorliegenden Belastungsfall nicht in Betracht, sondern die Last $\frac{G}{2}$ ist sofort nach I, III und IV

zu zerlegen. Das ist in Fig. 15 und 16 geschehen. — Die hier gegebene graphische Behandlung eines räumlichen Knotens ist ein einfacher Sonderfall. Im allgemeinen läuft die graphische Untersuchung darauf hinaus, daß man die Schnittgerade zweier Ebenen bestimmt, welche je 2 der 4 am Knoten angreifenden Kräfte enthalten. Diese 4 Kräfte sind: Die Mittel-

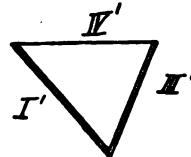


Fig. 15.

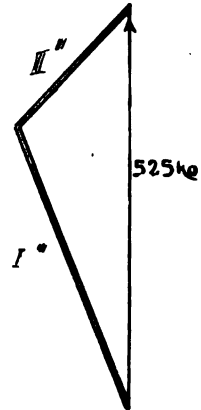


Fig. 16.

kraft der äußeren Kräfte und die 3 unbekannten Stabkräfte. Die Schnittlinie dieser beiden Ebenen gibt die Richtung einer Mittelkraft, die einmal nach den Kräften der einen Ebene und einmal nach den Kräften der anderen Ebene zu zerlegen ist. Es entsteht in jedem Falle ein Kräfteviereck für Grund- und Aufriß, woraus die wahre Größe entnommen werden kann. Näheres findet sich bei Föppl, Vorlesungen über technische Mechanik, Bd. II, Graphische Statik, 3. Aufl., S. 7.

Wird der ganze Landungsstoß nur von einem Rade aufgenommen, so sind die in Fig. 9, 15 und 16 graphisch gefundenen und in Tabelle II enthaltenen Werte für S_I , S_{II} und S_{IV} mit dem Festwert $2 \cdot 3 = 6$ zu multiplizieren.

Tabelle II für die beim Stoß auftretenden Stabkräfte.

Stab	Stabkräfte kg	6 fache Stabkraft	Querschnitt qcm	Vorhandenes Trägheitsmoment cm ⁴	Erforderliches Trägheitsmoment	Zug- oder Druckspannung kg/qcm
I	— 415	— 2490	1,23	2,33	1,53	2000
III	— 220	— 1320	1,23	2,33	0,784	1070
IV	190	1140	0,911	—	—	1250

Die Fahrgestelluntersuchung zeigt, daß bei gleichzeitigem Aufsetzen beider Räder die Kabel wirkungslos sind. Bei Landung auf einem Rade wird die Hilfsachse gedrückt und das zur nicht aufsetzenden Seite führende Kabel gezogen. Die Bestimmung der dabei auftretenden Kräfte ist eine statisch bestimmte Aufgabe. Man kann an Stelle der zwei Kabel auch eine knickfeste Strebe 5—3 oder 6—1 einbauen. Dadurch würde das Fachwerk statisch bestimmt werden und jeder Knoten wäre dreistäbig angeschlossen.

Die Wahl geeigneter Konstruktionselemente für Flügel und Fahrgestelle wird wesentlich erleichtert, wenn die vorhandenen Einzelteile dem Statiker in Tabellen von etwa folgender Form zur Verfügung stehen.

Ausgleich dieses Mangels an Sauerstoff in größeren Höhen führt der Flieger einen Sauerstoffatmungsapparat mit, bestehend aus einer Sauerstoffbombe mit Reduzierventil, Schlauch und Atmungs- maske. Bei einem Verbrauch von 5 bis 7 l Sauerstoff in der Minute

Lfd. Nr.	Bruchlast kg	Kabel		Drahtseile		Steuerseile		Drähte		Spannschlösser		usw.
		ϕ mm	Querschnitt qcm	ϕ mm	Querschnitt qcm	ϕ mm	Querschnitt qcm	ϕ mm	Querschnitt qcm	gew. ϕ mm	Querschnitt qcm	
	In Stufen von 50 zu 50 kg											

Lfd. Nr.	Rundrohre				Tropfenrohre					usw.
	ϕ außen mm	Wandstärke mm	Querschnitt qcm	Trägheitsmoment cm ⁴	außen große Achse mm	kleine Achse mm	Wandstärke mm	Querschnitt qcm	kleinstes Trägheitsmoment	

Zusammenfassung und Schluß.

Flügel- und Fahrgestelltragwerke von Flugzeugen sind räumliche Fachwerke und als solche zu berechnen und zu konstruieren. Leider werden noch immer Flügeltragwerke ausgeführt, die nicht nach den Regeln des Fachwerkbaues konstruiert sind. Diese Machwerke sind unberechenbar. Es werden die Abzählungsbedingungen der räumlichen Fachwerke, die Gleichgewichtsbedingungen ihrer Knoten und die Elastizitätsgleichungen für statisch unbestimmte Systeme nebst Literatur angegeben. Zum Schluß wird ein Flügeltragwerk und ein Fahrgestellfachwerk näher betrachtet.

Der Wert der Berechnungen wächst in dem Maße, wie die Aerodynamik die Genauigkeit der äußeren Kräfte durch zuverlässige Messungen im «fliegenden» und festen Laboratorium, d. h. im Fluge und im Windkanal verbessert.

Die Entwicklung der Flügeltragwerke ist mit dem heutigen Stande noch nicht abgeschlossen. Man wird wahrscheinlich künftig die Unterteilung fortlassen, die Kabel durch knickfeste Streben ersetzen und schließlich jede Verstrebung fortlassen, um zu biegungsfesten räumlichen Rahmen überzugehen.

Höhenflug und Höhenluft.

In einem Vortrage, den Geheimrat Prof. Straub am 28. Februar im Bakteriologischen Institute in Bukarest über das Thema: «Höhenflug und Höhenluft» hielt, ging der Vortragende von dem Problem des «Fliegens aus eigener Kraft» aus, das schon das Altertum beschäftigte. Er zeigte, daß die Art der Energiegewinnung aus Kohlenstoff und Sauerstoff bei Mensch und Maschine der gleiche Vorgang ist und man auf diese Weise eine allgemein gültige bestimmte Formel für den Verbrauch von Sauerstoff und Erzielung einer bestimmten Arbeitsleistung gewinnt. Wendet man diese Formel auf das Problem des «Fliegens aus eigener Kraft» an, so stellt sich dieses als eine Utopie dar, da der Mensch als Höchstleistung an Energie nur zwei Pferdekkräfte erzielen kann, während 4,5 PS notwendig sind, um einen Körper von 70 kg Gewicht vom Erdboden zu erheben. Infolgedessen konnte das Flugproblem nur mit Hilfe der Maschine gelöst werden, und es ist eine Mindestentwicklung von 26 PS nötig, wenn wir das Gewicht von Mensch und Maschine mit 400 kg annehmen. Darauf ging der Vortragende auf die Wirkung ein, die die verschiedene in größerer Höhe ständig abnehmende Dichtigkeit der Atmosphäre auf den Menschen ausübt, und welche Grenzen dadurch dem Höhenfluge des Fliegers gesetzt werden. Er teilte die Menschen nach ihrer individuellen Veranlagung in «Flach- und Tiefatmer» ein, die ganz verschieden auf Veränderung der Atmosphäre reagieren. Erst ein Defizit von einem Viertel der zum Atmen notwendigen Sauerstoffmengen macht sich für uns unangenehm bemerkbar. Schwindel, Willenlosigkeit und Trübungen des Bewußtseins sind die allgemein bekannten Erscheinungsformen dieser atmosphärischen Einwirkung auf unseren Organismus. Zum

und bei ununterbrochener Benutzung reichen die heutigen Atmungsapparate für die Zeit von 2½ bis 3 Std.

Praktisch dürften ca. 14 000 m die größte Höhe sein, in der wir, mit allen Hilfsmitteln der Technik ausgerüstet, noch atmen können. 11 000 m Höhe haben Prof. Süring und Berson im Freiballon erreicht.

Dr. N. L.

Richard Assmann †.

Am 28. Mai d. J. ist in Gießen, wo er sich zur Ruhe gesetzt hatte, aber unermüdlich weiterschaffte, Richard Assmann gestorben.

Er war Dr. med. und phil., Geheimer Oberregierungsrat, ordentlicher Honorarprofessor an der Universität Gießen, Direktor a. D. des Kgl. preuß. Aeronautischen Observatoriums, Vorstands- und Ehrenmitglied überaus zahlreicher wissenschaftlicher Gesellschaften und sportlicher Vereine, Besitzer verschiedener goldener und anderer Medaillen, hoher Orden und Auszeichnungen usw.

Aber er war viel mehr als dies alles...

Er war ein prachtvoller Mensch. Und ein ganzer Mann dazu.

Ein Mensch mit flammendem Herzen, begeisterungsfähig und begeisternd, von allem, was er als des Ringens und Mühens wert befand, angezogen und hingerissen, bald auch andere anziehend und mitreißend.

Und ein Mann, der mit einer nur bei wahrhaft Begnadeten vorkommenden gewaltigen Schaffens- und Arbeitsfähigkeit das, was mal seine Einbildungskraft erfüllte, in Wirklichkeit umsetzte — mit einem Willen und einer Begabung, jede Schwierigkeit zu bewältigen, jedes Hindernis wegzuschaffen, oder wenn es sein mußte, zu zerschmettern, die stets aufs neue Bewunderung geboten. In ihm glühte eine einzigartige Verbindung von Tatendrang und Tatkraft.

Kein Wunder, daß solch ein Leben reiche Früchte getragen hat.

Es ist hier nicht der Ort, dieses gesegnete Leben nach seinem Verlaufe und seinen schönen Ergebnissen im einzelnen zu schildern. Nur einige besonders bedeutungsvolle Augenblicke dieses Lebensganges seien hervorgehoben, einige Großtaten in dieser vielfältigen Tätigkeit, auf dem Gebiete, welches an dieser Stelle interessiert, erwähnt.

Richard Assmann, geboren zu Magdeburg am 13. April 1845, hatte sich zuerst medizinischen Studien zugewandt und als Arzt den Feldzug von 1870/71 mitgemacht, nachdem er schon 1864 und 1866 ins Feld mitgezogen war. Bereits als praktischer Arzt — zuerst in Freienwalde, später in seiner Vaterstadt — begann er lebhaftes Interesse an der Wetter-

kunde zu nehmen. Er begründete den »Verein für landwirtschaftliche Wetterkunde in Sachsen und Thüringen« und die »Wetterwarte der Magdeburgischen Zeitung«, schon hier seine Lust und Fähigkeit zum Schaffen und Organisieren beweisend. 1885 berief ihn bei der Neugründung des Preuß. Meteorologischen Instituts dessen neuer Direktor, v. Bezold, mit richtigem Blick für diese nicht alltägliche Kraft, als Abteilungsvorsteher in dieses Institut. Abmann hatte vorher kurz entschlossen die Heilkunde an den Nagel gehängt und in Halle zum medizinischen noch den philosophischen Doktorhut erworben, im Anschlusse daran sich gleich als Privatdozent für Meteorologie habilitiert, 1884 auch die populärwissenschaftliche Zeitschrift »Das Wetter« begründet, deren Leitung er bis zu seinem Tode beibehielt. Und schon kurz darauf beschenkte er die Wissenschaft — unter Beihilfe von Hans v. Lipsfeld, doch in der Hauptsache durchaus als Frucht eigener Gedanken und Arbeiten — mit einem grundlegend wichtigen Forschungsmittel: dem Aspirationspsychrometer, dem ersten Instrument für einwandfreie Messung der wahren Temperatur und Feuchtigkeit der Luft. Gleich darauf tritt er in den »Deutschen Verein zur Förderung der Luftschiffahrt« ein, formt sofort diesen Verein aus einem leeren Diskutierklub zu einer Stätte wissenschaftlicher Arbeit um, und ersinnt den großartigen Plan, nachdem nunmehr das Hilfsmittel gefunden war, die wichtigsten physikalischen Faktoren des Luftmeeres richtig zu messen, mit einer großen Reihe von Luftfahrten neue Grundlagen für die »Physik der Atmosphäre« zu schaffen. Sein Feuergeist weiß Leuchten der Wissenschaft wie Helmholtz, Werner v. Siemens, Bezold, Auwers mitzureißen, den jungen Kaiser für die Sache zu gewinnen, die richtigen Mitarbeiter auszuwählen, Geld zu beschaffen — und nach wenigen Jahren war unsere Erkenntnis auf diesem Gebiete weiter fortgeschritten als vorher in einem Jahrhundert...

Während aber noch die Ergebnisse dieser gewaltigen, durch hundert Schwierigkeiten siegreich durchgeführten, schon 1890/91 begonnenen, in der Hauptsache die Jahre 1893/94 erfüllenden, aber in Ergänzungsfahrten noch bis 1899 fortgesetzten Arbeiten in fleißigstem Schaffen zu dem großen Werke »Wissenschaftliche Luftfahrten« gesammelt und gesichtet wurden, holte Abmann bereits zu »einem neuen Schlage« aus. Trotz starken Widerstrebens, das er hierbei in der sparsamen preußischen Finanzverwaltung fand, setzte er die Gründung eines eigenen »Aeronautischen Observatoriums« durch, zunächst als Abteilung des Kgl. Meteorol. Instituts (1899) in der Nähe des Tegeler Schießplatzes bei Berlin, sechs Jahre später aber als großartiges selbständiges Forschungsinstitut das »Kgl. Preuß. Aeron. Observatorium«, zu Lindenberg bei Beeskow. Dieses wurde zur weitaus bedeutendsten derartigen Anstalt, einem Muster und Vorbild aller ähnlichen in Europa und außerhalb Europas, wenn sie auch nicht die zeitig erste war. Abmann, stets geradezu peinlich gewissenhaft in der Anerkennung fremder Verdienste, wäre der Allerletzte gewesen, seinen ihm im Tode vorausgegangenen ausländischen Freunden Teisserenc de Bort und A. L. Rotch den Ruhm rauben zu wollen, die Methoden der Forschung mit Drachen und unbemannten Registrierballonen zuerst eingeführt und auf besonderen Observatorien ausgebildet zu haben. Aber nicht nur wußte er diese Methoden beträchtlich zu verbessern, weiter auszugestalten und mit einer Gründlichkeit und Systematik, wie sie doch weder in Trappes noch auf den Blue Hills geübt wurde, auszunutzen — er gab jetzt der atmosphärischen Forschung in dem ausdehnbaren Registrierballon aus Gummi ein Mittel an die Hand, das allen bisher gebräuchlichen aus Stoff und Papier in mehrfacher Beziehung ungemein über-

legen war, die Erreichung der ganz großen Höhen über 15000 m aber (es wurden später 30 km und mehr!), sowie die Ausdehnung der aerologischen Arbeiten auf das Weltmeer¹⁾ überhaupt erst ermöglichte!

Und zu dieser methodologischen Großtat gesellte sich alsbald auch eine rein wissenschaftliche; die gleichzeitig mit Teisserenc de Bort, aber (wie von jenem stets anerkannt wurde) durchaus selbständig erfolgte Entdeckung der Zerteilung unserer Atmosphäre: in eine untere Schicht mit anhaltender Temperaturabnahme und starker vertikaler Bewegung (Troposphäre) und eine obere — die Grenze liegt je nach geographischer Breite, Jahreszeit und Witterungslage in 9—16000 m Höhe, ist aber stets und auf der ganzen Erdkugel anzutreffen! — mit fast konstant bleibender Luftwärme und vorherrschend nur wagerechten Luftströmungen. Eine Erkenntnis, welche die ganze Physik des Luftmeeres revolutioniert und sie auf völlig neue Grundlagen gestellt hat!

Nahezu ein Jahrzehnt wirkte er nun als Direktor des Lindenberger Observatoriums, das er mit unendlicher Liebe, mit fabelhafter Arbeitskraft und Erfindungsgabe immer vollendeter ausgestaltete, dem er stets weitere Ziele steckte, zugleich jede geringfügigste Einzelheit in der Verwaltung des großen Instituts persönlich überwachend. Dabei war er von jeder Einseitigkeit frei und förderte auch fremde Ideen, wenn er sie als richtig erkannte, mit seiner ganzen Tatkraft: so hat z. B. erst seine Hilfe und Mitwirkung dem Unterzeichneten und dessen Genossen die Ausführung aerologischer Expeditionen nach Spitzbergen und dem Eismeer, nach der Lombardei und nach Ostafrika ermöglicht.

Als das Flugzeug seinen Siegeslauf durch die Welt kaum begonnen hatte, erkannte Abmann sofort in dem Kinde den künftigen Riesen (und es wimmelte damals gerade in Deutschland von Skeptikern!) und öffnete der auf dem neuartigen Gebiete des Luftschraubensstudiums sich betätigenden Anstalt des Prof. Bendemann gastlich die Pforten seines Observatoriums —, eine Tatsache, die an dieser Stelle besonders verzeichnet zu werden verdient.

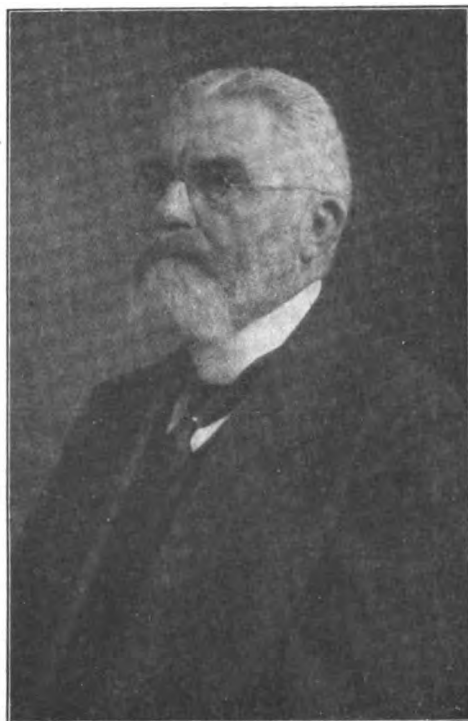
Er ist bis zuletzt ein eifriger Förderer aller Bestrebungen auf dem Gebiete des Fluges, besonders nach deren wissenschaftlicher Seite hin, geblieben.

Daß Abmann zahlreiche Schriften rein meteorologischen Inhalts verfaßt hat, daß er jahrzehntlang neben seinem geliebten »Wetter«, die »Fortschritte der Physik«, die »Halbmonatsberichte der Deutschen Phys. Ges.« und die »Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre« mitredigiert, sich eifrigst an allen Versammlungen der »Intern. Kommission für wiss. Luftschiffahrt« beteiligt, im »Deutschen Luftfahrerverbande« und der »Motorluftschiff-Studiengesellschaft« mitgearbeitet hat, das alles ist ja wohl bekannt und dürfte nicht überraschen. Aber Erstaunen dürfte bei manchem die Tatsache hervorrufen, daß er auch zu den ersten Begründern des deutschen Rudersports gehörte, im Präsidium des »Berliner Regattaver eins« war, jahrelang den »Berliner Yachtclub« mit großer Tatkraft geleitet hat.

Dabei fand er Zeit, eine ausgedehnte, überaus lebenswürdige Geselligkeit zu pflegen und den Seinigen ein Gatte und Vater zu sein, in dem sie zugleich ihren besten, innigsten Freund fanden. Freilich waren seine Gattin und die einzige Tochter allezeit auch seine begeisterten Mitarbeiterinnen und Helferinnen!

1914 legte er die Leitung seiner ureigensten Schöpfung, des Aeron. Observatoriums Lindenberg, in Hergesells Hände und

¹⁾ Diese erfolgte dann durch Assmanns Freund und seinen Nachfolger in der Leitung des Aeron. Observatoriums, Professor Hergesell.



RICHARD ASSMANN †

zog mit seiner Familie nach Gießen. Hier ernannte ihn bald die hessische Landesuniversität zum ordentl. Honorarprofessor, hier führte er alle seine Arbeiten weiter fort — denn er begann zwar immer wieder Neues, ließ aber das Alte nie fahren! — hier feierten wir 1915 sein 70. Wiegenfest.

Nun, er ist von uns gegangen.

Aber sein Gedächtnis wird, wie der Same seines Wirkens, in Ehren fortleben bei zahllosen Menschen in allen Ländern wie bei denjenigen, die ihm im Leben nähergestanden, Liebe und Treue übers Grab hinaus...

A. Berson.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Leinölfirnis-Ersparnis und die Verbesserung der Anstrich- und Lackiertechnik von Paul Jaeger. Ein Hand- und Nachschlagebuch für Betriebsleiter, Werkmeister und Techniker. Gr.-Oktav 127 S. mit 35 Abbildungen. Verlag: Konrad Wittwer, Stuttgart.

Fliegerkalender 1918. Charlottenburg 5. 1918. Idflieg.-Druckerei. 91 Seiten. 16°. Preis brosch. M. 1.—.

Außer einem Kalender für 1918 mit launigen Versen enthält das Buch eine Reihe leserwerter Aufsätze und Stimmungsbilder, einige geistreiche »Kurzschlüsse« und eine Anzahl teils stimmungsvoller, teils humoristischer Geschichten; außerdem eine Sammlung von passenden Zitaten aus »Goethe und der Weltkrieg« und eine Aufstellung der Höhenrekorde, der Flugleistungen, eine Tabelle der deutschen und feindlichen Flugzeugverluste, sowie andere statistische Angaben.

R. G.

Die höhere Mathematik als gemeinverständliches Rechnungsmittel. Von H. Schlüter. Berlin 1917, Hermann Meußner. Gr. 8°. 50 Seiten mit 30 Abbildungen und zahlreichen Beispielen. Preis brosch. M. 1,80, geb. M. 2,80.

Das Büchlein ist ein verbesserter Sonderabdruck des Anhangs zu einem Buch des Verfassers über »Eisenbetonbau, Rahmen und Gewölbe«, der bezweckt, die Grundbegriffe der höheren Mathematik, d. h. der Differential- und Integralrechnung, allgemein verständlich darzustellen und dadurch weiteren Kreisen zugänglich zu machen. Gewisse Grundbegriffe werden an den Beispielen des Quadrates und des Würfels, d. h. an den Funktionen x^2 , x^3 , erklärt, das Vorgetragene durch sehr ausführliche Beispiele erläutert und vor allem auf die Anschaulichkeit Wert gelegt. (Im einzelnen: Vielen Lesern wäre wohl eine Erklärung des Zeichens E erwünscht, auch wirkt Abb. 21 wegen des verschiedenen Umfangs der Rechtecke und Abb. 23 wegen der nicht maßstäblichen Ordinaten nicht recht klar.) In seiner ganzen Anlage erscheint das Werkchen hauptsächlich für den Schulunterricht von Interesse, für den eine derartige Behandlung der Infinitesimal-Rechnung wohl die glücklichste Lösung darstellen dürfte.

E.

Vereine.

Brennkrafttechnische Gesellschaft.

Im Dezember 1917 wurde im Reichsamt des Inneren eine Brennkrafttechnische Gesellschaft gegründet, die sich die Aufgabe gestellt hat, wissenschaftliche und praktische Forschungsarbeiten über das Vergasen und Verbrennen der Brennstoffe sowie die Umwandlung der Wärme in mechanische Arbeit und die Verwertung des Wertstoffinhalts der Brennstoffe zu fördern. Diese Gesellschaft, der inzwischen außer verschiedenen Reichsbehörden und bundesstaatlichen Stellen die bedeutendsten industriellen Betriebe beigetreten sind, wird am 29. Juni unter dem Vorsitz des Staatsministers von Möller ihre erste Hauptversammlung im Berliner Künstlerhause abhalten. Eine Reihe fachmännischer Vorträge über die Aufgaben, die sich die Gesellschaft gestellt hat, wird die Tagesordnung ausfüllen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pt.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Am 28. Juni 1917, abends gegen 6 Uhr, erlag der Ordentliche Professor der theoretischen Physik an der Universität Breslau, Dr. Ernst Pringsheim, einem Schlaganfall, mitten aus scheinbar bestem Wohlbefinden und blühender Gesundheit heraus. Am 11. Juli wurde er auf dem Friedhof der reformierten Gemeinde in Breslau beigesetzt.

Pringsheim war am 11. Juli 1859 in Breslau geboren, er besuchte in seiner Vaterstadt das Magdalenen- und Johannes-Gymnasium und widmete sich dann auf den Universitäten Breslau, Heidelberg und Berlin dem Studium der Physik und Mathematik. Besonderen Einfluß gewannen auf ihn Helmholtz und Kirchhoff, und aus diesen Zeiten stammen seine freundschaftlichen Beziehungen zu zahlreichen namhaften Physikern, die aus dem Berliner Laboratorium hervorgegangen sind. 1882 promovierte er zum Doktor der Philosophie, 1886 erfolgte seine Habilitation für Physik an der Berliner Universität, 1896 wurde er durch Verleihung des Professortitels ausgezeichnet und 1905 wurde er, nachdem er inzwischen einen Ruf nach Greifswald abgelehnt hatte, als ordentlicher Professor der Theoretischen Physik nach Breslau berufen, wohin ihm sein Mitarbeiter Lummer ein halbes Jahr früher vorangegangen war. Hier waren ihm noch 12 Jahre reichen Schaffens und Wirkens vergönnt.

Pringsheims wissenschaftliche Produktion war fast ausschließlich experimenteller Natur. Er war ein vorzüglicher Beobachter von großem experimentellen Geschick. Er untersuchte die ultraroten Wärmestrahlen unter Anwendung wichtiger instrumenteller Neuerungen, arbeitete über die Art der Elektrizitätsleitung in heißen Gasen, das Kirchhoffsche Gesetz und die Strahlung der Gase.

Zusammen mit Lummer untersuchte er das Verhältnis der spezifischen Wärme einiger Gase, ferner die Gesamtstrahlung des schwarzen Körpers, die Energieverteilung im Spektrum desselben und des blanken Platins. Diese Arbeiten bildeten die ursprünglich einzige experimentelle Unterlage und den Anstoß für die kühne Quantenhypothese Planks,

die jetzt im Begriffe steht, die Grundbegriffe der Physik zu revolutionieren.

In seiner Lehrtätigkeit zu Breslau vermochte er den reichen Strom produktiver Tätigkeit nicht ganz aufrechtzuerhalten. Als Lehrer und als Mitglied des Senats entfaltete er jedoch eine fruchtbare und allseits anerkannte pädagogische und geschäftliche Tätigkeit, bis der Tod ihn aus vollem Leben plötzlich hinwegnahm.

Von uns allen, seinen Kollegen und Freunden, wird sein Gedächtnis als eines lebenswürdigen, vornehmen und wissenschaftlich hochbedeutenden Mannes stets in Ehren gehalten werden.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Ing. Nikolaus Basenach, Potsdam, Marienstr. 9,
Dipl.-Ing. Reg.-Baumeister A. Herrmann, Zeppelinwerke G. m. b. H., Staaken/Spandau.

Dr.-Ing. Erich F. Huth, Berlin W 30, Landshuterstr. 30.
Leutnant d. Res. Dipl.-Ing. Erich Kelling, Warnemünde, Friedrich Franzstr. 23,

Oberleutnant Reg.-Baumeister Link, Charlottenburg, Suarezstr. 19,

Obering. M. Lürken, Dessau, Kaiserplatz 23.

Dr.-Ing. O. Mader, Dessau, Kaiserplatz 23.

Marinebaumeister Neesen, Warnemünde, Seeflugzeug-Versuchs-Kommando,

Kaufmann L. Roselius, Kgl. Bulg. Generalkonsul, Bremen, Osterdeich,

Dr.-Ing. Th. Rümelin, München-Laim, von der Pfordtenstr. 23,

Dipl.-Ing. Karl Scholler, Zeppelinwerke Staaken-Spandau.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beidseitiger Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSE bei **BERLIN**, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLIKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Straßburg, z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzoglich. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

28. Juni 1918.

Heft 11 und 12.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee.“

INHALT:

Versuche über den Einfluß geringer Drehzahländerung von Flugzeugmotoren auf Steigleistung und Geschwindigkeitsergebnisse. Von A. Pröll, Hannover. S. 65.

Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen. Von Privatdozent Dr. W. Hort. S. 67.

Zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von Schleusner. S. 71.

Erweiterung. Von A. Pröll. S. 71.

Getriebe des „Hispano-Suiza“-Flugmotors. Von Ingenieur L. Hoffmann. Tafel III.

Patentschau. S. 71.

Bücher-Besprechungen. S. 72.

Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 72.

Versuche über den Einfluß geringer Drehzahländerung von Flugzeugmotoren auf Steigleistung und Geschwindigkeitsergebnisse.

Von A. Pröll, Hannover.

Es ist der Einfluß festzustellen, den ein aus irgendwelchem Grunde entstandener geringer Abfall der Drehzahl auf die Flugleistungen ausübt. Ein solcher Fall tritt beispielsweise bei Verwendung von unzuverlässig gebauten Schalldämpfern ein, wie an Beispielen gezeigt werden wird.

1. Änderung der Steigzeit.

Zu einer Bewertung dieses Einflusses genügen die einfachsten Annahmen und Formeln, sofern sie nur die wichtigsten Versuchsbedingungen richtig wiedergeben. So darf beispielsweise angenommen werden, daß durch eine konstante geringe Drehzahländerung die Fluggeschwindigkeit im Steigen nicht wesentlich geändert wird, bloß die Neigung der Flugbahn verringert sich bei Abnahme der Drehzahl. Es ist dies durch zahlreiche Vergleichsversuche bestätigt worden, wobei sich auch zeigte, daß der Flieger, dem die Ursache der Drehzahlabnahme (Schalldämpfer) bekannt war, und der

nur die Weisung hatte, die anfängliche Drehzahl während des Fluges möglichst konstant zu halten, dieser Aufgabe lediglich durch Regelung der Neigung der Flugbahn mit Hilfe des Höhensteuers gerecht wurde. Dabei ergaben sich für die Vergleichsflüge mit und ohne Schalldämpfer nahezu die gleichen und in den verschiedenen Höhenlagen einander entsprechenden Neigungswinkel der Schraubenachse zur Flugbahn, während natürlich die Neigung der Flugbahn selbst infolge der geringeren Steiggeschwindigkeit in beiden Fällen verschieden war. Zur Kontrolle dieser Verhältnisse wurde bei jedem Versuche ein einfacher Libellenneigungsmesser dauernd abgelesen, wobei für einen befriedigenden Beharrungszustand im Fluge durch gradlinigen und möglichst gleichmäßig ansteigenden Flug bei böenfreier Wetterlage gesorgt worden war.

Ist nun allgemein der Schraubenzug

$$S = An^2 - Bnv - Cv^2 \dots \dots \dots (1)$$

der unter dem Winkel δ zur Flugbahn geneigt sei, und φ die Neigung der Flugbahn, so ist

$$S \cos \delta \approx S = G \sin \varphi + W = G \frac{h}{vt} + W \dots \dots (2)$$

wenn G das Gewicht und W den Flugzeugwiderstand bezeichnet, der bei gleichbleibender Fluggeschwindigkeit als unveränderlich angesehen werden kann. h ist dabei die in der Zeit t

erreichte Höhe, v die Fluggeschwindigkeit in der Bahnrichtung.

An Stelle der Gleichung (1) sind f"ur gew"ohnlich vereinfachte Schraubenschubformeln in Gebrauch, welche bei unver"anderter Drehzahl eine lineare oder eine parabolische Abnahme des Schubes mit der Geschwindigkeit angeben. So ist die Formel

$$S = An^2 - Bnv \quad \dots \quad (1a)$$

durch Versuche vielfach best"atigt worden¹⁾ aber auch die von Riabouchinski und anderen theoretisch gest"utzte Gleichung

$$S = An^2 - Cv^2 \quad \dots \quad (1b)$$

findet sich in der neueren Literatur oft wieder²⁾. Beide Gleichungen sind in den folgenden Beispielen zum Vergleich herangezogen worden.

Erfolgt nun das Ansteigen bei konstantem Staudruck, so ist die Abnahme der Geschwindigkeit infolge der "Anderung der Luftdichte gegeben durch die Beziehung

$$v^2 = v_0^2 \cdot 10^{0,000046(h-h_0)} \quad \dots \quad (3)$$

und es ist f"ur $h - h_0 \sim 1000$ m diese "Anderung nicht unerheblich, n"amlich $v = 1,05 v_0$ also etwa 5%, sie d"urfte also nicht au"Ber Betracht bleiben.

Dies w"are aber f"ur den Zweck der nachfolgenden Versuche st"orend gewesen, da dann der Einflu" der kleinen Drehzahl"anderung nicht so klar in Erscheinung h"atte treten k"onnen. Um daher die "Anderung der Fluggeschwindigkeit mit der H"ohe nach M"oglichkeit auszuschalten, wurde f"ur die nachstehend beschriebenen Fl"uge von der Bedingung konstanten Staudruckes abgesehen und bei dauernder Beobachtung eines geeichten Morellschen Anemotachometers f"ur Einhaltung der gleichbleibenden Fluggeschwindigkeit durch geringe Regelung des Anstiegswinkels gesorgt.³⁾

Allerdings "andert sich dabei der Widerstand, jedoch in geringerem Ma"e als die Luftdichte (wegen der Vergr"o"erung des Anstellwinkels), mit R"ucksicht auf den Charakter der Ann"aherungsrechnung darf indessen f"ur W ein konstanter Mittelwert eingef"uhrt werden, der dann bei der Differenzbildung wegf"allt.

Bei einer geringen Drehzahl"anderung Δn , bei der also v und W unge"andert bleiben, ist dann aus (1)

$$(2An - Bv)\Delta n = \frac{Gh}{v} \left(\frac{\Delta t}{t^2} \right) \quad \dots \quad (4)$$

somit die "Anderung der Steigzeit

$$\Delta t = - \frac{(2An - Bv)v t^2}{Gh} \Delta n \quad \dots \quad (5)$$

Das Glied Cv^2 aus Formel (1) bleibt hier wegen $v = \text{const.}$ ohne Einflu".

Ein diesbezuglicher Versuch sei hier mitgeteilt.

F"ur ein Flugzeug mit 170 PS-Motor und einem Propeller von 285 cm Durchmesser bei 160 cm Steigung war durch anderweitige Versuche⁴⁾ die Schubformel nach Glg. (1a) f"ur Regelung des Motors auf konstanter Drehzahl gefunden worden zu

$$S = \frac{2,5}{10^4} n^2 - \frac{14}{10^4} nv.$$

¹⁾ A. Pr"oll, Versuche "uber den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge, diese Zeitschrift 1917, S. 77. Vgl. auch Eberhardt, Theorie und Berechnung der Luftschrauben; Grammel, Beitrag zur Theorie des Propellers, Jahrbuch der Schiffbautechn. Ges. 1916, S. 397; Gebers, Propeller-verseuche, Jahrb. der Schiffbautechn. Ges. 1910.

²⁾ Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, diese Zeitschr. 1916, S. 126. Everling schreibt allerdings

$$S = S_0 - Cv^2$$

ohne auf die Abh"angigkeit von der Drehzahl (die als konstant angesehen wird) einzugehen.

³⁾ Das Morellsche Anemotachometer erweist sich f"ur so geringe H"ohenunterschiede noch als praktisch unabh"angig von der Luftdichte (vgl. Wilcke, "Uber die Ver"anderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes, diese Zeitschr. 1917, S. 100).

⁴⁾ Die Ermittlung dieser Gleichung erfolgte durch Vergleich von Steig- und Gleitfl"ugen, wie ich sie in dem Aufsatz "Versuche "uber den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge" beschrieben habe (diese Zeitschrift 1917, S. 77 ff.).

Weiter war $G = 1400$ kg, $h = 1000$ m, $h_0 = 0$ und $v = 26,5$ m/sk. Die normale Drehzahl war $n = 1345$. Dabei betrug die Steigzeit 518 Sekunden. Es folgt damit nach Gleichung (5)

$$\Delta t = -1,5 \Delta n.$$

Hier war nun durch Anbringen eines ungeeigneten Schalld"ampfers die Drehzahl um $\Delta n = -15$ gesunken. Danach w"are $\Delta t = 22,5$ also die neue Steigzeit 540,5 sk. Der Versuch ergab eine neue Steigzeit von 536 sk; also eine ziemlich gute "Ubereinstimmung. Beide Vergleichsfl"uge wurden unmittelbar nacheinander unter sonst genau gleichen Bedingungen ausgef"uhrt. (Es wurde dazu nicht blo" das Gewicht des beim zweiten Fluge entfernten Schalld"ampfers sondern auch das der w"ahrend des ersten Fluges verbrauchten Betriebsstoffe durch entsprechend angebrachten Ballast ersetzt.)

Nach Formel (1b) w"urde dagegen gefunden werden (mit $B = 0$)

$$\Delta t = -3,37 \Delta n,$$

somit mit $\Delta n = -15$

$$\Delta t = 50,5 \text{ sk.}$$

also ein Wert, der hier jedenfalls nicht in Betracht zu ziehen war.

In diesem Falle gibt also die Formel (1a) die Versuchsergebnisse viel besser wieder als 1b).

2. "Anderung der Horizontalgeschwindigkeit.

Wiederum wurden Vergleichsfl"uge mit und ohne Schalld"ampfer unternommen, dabei aber gleichzeitig m"oglichst genaues Einhalten gleicher H"ohe im Fluge angestrebt. Auch hier wurde weder die Stellung des Gashebels noch die Z"undung ver"andert, so da" praktisch sowohl die Drehzahl wie auch das Drehmoment w"ahrend eines jeden Fluges als unver"andert angesehen werden konnten. Es waren somit nahezu "ubereinstimmende Ergebnisse mit beiden Formeln (1a) und (1b) zu erwarten.

Wir gehen wieder von diesen beiden Schraubenzuggleichungen (1a) und (1b) aus, setzen aber diesmal f"ur den Flugzewiderstand

$$W = Lv^2 + \frac{M}{v^2} - N \quad \dots \quad (6)$$

so da" bei reinem Horizontalflug $q = 0$ im Beharrungszustand die Gleichungen bestehen:

$$An^2 - Bnv \text{ bzw. } An^2 - Cv^2 = Lv^2 + \frac{M}{v^2} - N. \quad (7)$$

Durch Differenzbildung folgt daraus f"ur die erste Annahme, Formel (1a),

$$2An\Delta n - Bn\Delta v - Bv\Delta n = 2Lv\Delta v - \frac{2M}{v^3}\Delta v,$$

somit

$$\Delta v = \frac{2An - Bv}{2Lv - \frac{2M}{v^3} + Bn} \Delta n = \frac{2A\left(\frac{n}{v}\right) - B}{2L - \frac{2M}{v^4} + B\left(\frac{n}{v}\right)} \Delta n \quad (8)$$

Das Glied mit $\frac{M}{v^4}$ kann bei einigerma"en gr"o"eren Geschwindigkeiten fortgelassen werden.

Mit der Gleichung (1b) folgt dagegen (konstantes Drehmoment im Fluge)

$$2An\Delta n - 2Cv\Delta v = 2Lv\Delta v - \frac{2M}{v^3}\Delta v,$$

somit

$$\Delta v = \frac{An}{v(L+C) - \frac{M}{v^3}} \Delta n \sim \frac{A}{(L+C)} \left(\frac{n}{v} \right) \Delta n. \quad (9)$$

F"ur gro"e Geschwindigkeit ist somit $\frac{\Delta v}{\Delta n}$ proportional zu $\left(\frac{n}{v} \right)$.

¹⁾ Vgl. den schon erw"ahnten Aufsatz des Verfassers (diese Zeitschr. 1917, S. 89).

Nr.	n	v km/st*)	Wider- stand W kg	An ² kg	An ² — = Bnv	10 ⁴ · B	v ²	C · 10 ⁻⁴	Bemerkungen
1	1400	134	246	495	249	13,2	17 960	13,9	ohne } mit } Schalldämpfer (Vollgas)
2	1370	130,3	232	474	242	13,5	17 000	14,2	
3	1300	119	212	427	215	13,8	14 169	15,2	
4	1190	102,5	194	356	162	13,3	10 500	15,4	stärker gedrosselt
5	1120	94,5	190	316	126	12,4	8 930	13,9	ohne } mit } Schalldämpfer
6	1080	84	190	295	105	11,6	7 060	14,9	

*) Die Geschwindigkeit wurde durch direktes Abstoppen längs einer bekannten Strecke im Hin- und Herflug bei völlig windstillem Wetter (n ca. 100 m Höhe) ermittelt. Die Flüge erfolgten unmittelbar nacheinander. Ein Vergleich der gestoppten Geschwindigkeiten mit einem Morellschen Anemotachometer ergab gute Übereinstimmung.

Versuch. Bei einem Flugzeug mit 200 PS-Motor und einer Schraube von 280 cm Durchmesser bei 190 cm Steigung war nach Versuchen am Stande die Zugkraftparabel der

$$\text{Schraube } S_0 = \frac{2,52}{10^4} n^2, \text{ also } A = \frac{2,52}{10^4}.$$

Im horizontalen Fluge wurde festgestellt: (siehe obenstehende Tabelle).

Die Berechnung des Widerstandes W für die Formel war vorher auf Grund von ähnlichen Versuchen erfolgt, wie sie a. a. O. beschrieben worden sind. Dabei ergab sich als mittlerer Wert

$$W = 0,012 v^2 + \frac{495 000}{v^2}.$$

Demnach ist

$$\Delta v = \frac{5,04 n - 13,2 v}{240 v + 13,2 n - \frac{990 \cdot 10^7}{v^2}} \Delta n \text{ nach Formel (8).}$$

Versuch Nr. 1 und 2. Mit $n = 1400$ und $v = 134$ km/Std. ist dann

$$\Delta v \approx \frac{1}{9} \Delta n.$$

Bei Versuch Nr. 2 (mit Schalldämpfer) war die Drehzahl um $\Delta n = -30$ Umdrehungen gesunken. Daraus würde folgen

$$\Delta v = -3,33 \text{ km/Std.}$$

(gemessen wurde $-3,7$ km/Std.).

Nach der zweiten Formel (1b) wäre zu setzen

$$S = An^2 - Cv^2 = \frac{2,52}{10^4} n^2 - \frac{14,6}{10^4} v^2.$$

Damit wird [Formel (9)]

$$\Delta v = \frac{2,52 n}{264 v - \frac{495 \cdot 10^7}{v^2}} \Delta n,$$

angenähert $\Delta v \approx \frac{n \Delta n}{105,5 v}$, d. h. in unserem Falle angenähert

$$\Delta v \approx \frac{\Delta n}{10}, \left(\text{genauer } \Delta v = \frac{\Delta n}{9,5} \right), \text{ somit für } \Delta n = -30$$

$$\Delta v = -3,18 \text{ km/Std.}$$

Der Unterschied in dem Ergebnis nach den beiden Formeln ist hier in der Tat nur gering in Übereinstimmung mit der weiter unten ausgesprochenen Bemerkung.

Aus den Versuchen Nr. 4 u. 5 folgt mit $n = 1190$, $v = 102,5$ km/Std.

a) nach der Formel (8)

$$\Delta v = \frac{1}{6,7} \Delta n$$

und mit $\Delta n = -70$

$$\Delta v = -10 \text{ km/Std. (gemessen wurde } 8 \text{ km/Std.);}$$

b) nach der Formel (9) dagegen ist

$$\Delta v = \frac{\Delta n}{7,6} = 9,25 \text{ km/Std.,}$$

diesmal in besserer Übereinstimmung als mit der Messung als Gleichung (8) sie ergibt. Dies rührt offensichtlich daher, daß die Abweichungen des mittleren Beiwertes $B (= 13,2 \cdot 10^{-4})$ von den für die geringe Geschwindigkeit ermittelten ($12,2 \cdot 10^{-4}$) viel größer sind als die entsprechenden Abweichungen für C. Dies steht im Einklang mit der an anderer Stelle¹⁾ besprochenen besseren Eignung der Formel (1a) bei hohen Fluggeschwindigkeiten und (1b) für geringere.

Der große Unterschied in den Ergebnissen beider Formeln im Falle 1 und ihre nahe Übereinstimmung im 2. Beispiel erklärt sich aus dem Umstande, daß im letzteren der Gesamtwiderstand und damit auch der Propellerschub fast ungeändert bleibt (wie dies auch aus den bekannten Königischen Zugkraftdiagrammen²⁾ deutlich hervorgeht, während im ersten Falle mit abnehmender Drehzahl wegen der gleichbleibenden Fluggeschwindigkeit auch der Propellerzug S abnimmt und weil damit die Verschiedenartigkeit der Änderung von S in beiden Formeln auch die Steigzeitänderungen beeinflusst.

Zusammenfassung.

Ermittlung der geänderten Steigzeit und Horizontalgeschwindigkeit für geringe Drehzahländerungen von Flugzeugmotoren unter Verwendung einfacher Schraubenzeugformeln. Zahlenbeispiele.

Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen.

Von Privatdozent Dr. W. Hort.

Mit Recht stellt der Flugzeugführer die Forderung, durch geeignete Instrumente jederzeit die Schwebefähigkeit seines Flugzeuges mit Sicherheit beurteilen zu können.

Die Schwebefähigkeit eines Flugzeuges ist gleichbedeutend mit seiner durch den dynamischen Auftrieb gegebenen Tragkraft. Der Auftrieb A ist aber gegeben durch den Ansatz:

$$A = C \cdot \gamma \cdot \frac{w^2}{2g} F,$$

wo C eine von dem Flugzeugtyp und vom Anstellwinkel abhängige Konstante, F die gesamte tragende Fläche der Maschine, γ die Dichte der Luft, w die Relativgeschwindigkeit zwischen dieser und dem Flugzeug, g die Beschleunigung der Erdschwere bedeutet.

Die Schwebefähigkeit des Flugzeuges in einem gegebenen Augenblick ist hiernach gesichert, wenn der Auftrieb A, der gleich dem Gewicht G des Flugzeuges und seiner Nutzlast ist, durch eine Vergrößerung des Anstellwinkels noch vergrößert werden kann. Dieser Grenze entspricht ein bestimmter Wert von C.

Da die Konstante C und die Tragfläche F für ein gegebenes Flugzeug als bekannt anzusehen sind, so dienen zur Mes-

¹⁾ Vgl. den wiederholt erwähnten Aufsatz (diese Zeitschrift 1917, S. 78, Fig. 1).

²⁾ König, Zugkraftdiagramme für Flugzeuge, diese Z. 1911, S. 301; vgl. auch Pröhl, Faustformeln für Flugzeugbewertung, diese Zeitschr. 1916, Nr. 69.

sung der Schwebefähigkeit die Geschwindigkeit w und die Dichte γ .

Es ist klar, daß die Geschwindigkeit w allein keinen genügenden Anhalt zur Beurteilung der Schwebefähigkeit geben kann. Immerhin wird oft ein zuverlässiger Drehzahlmesser, häufiger ein Robinsonsches Schalenkreuzanemometer (Fig. 1) zur Kontrolle der Schwebefähigkeit herangezogen.

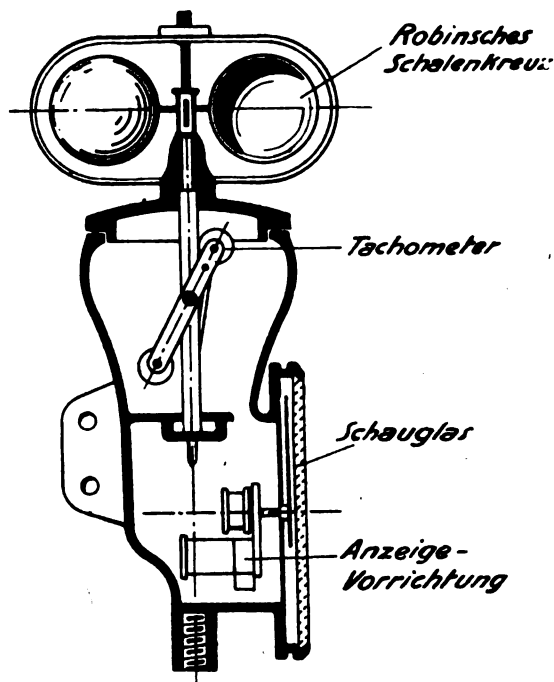


Fig. 1. Anemotachometer.

Das Schalenkreuzanemometer für Flugzeuge wird für unmittelbare Ablesung ohne Zuhilfenahme einer Uhr eingerichtet, indem man mit dem sich drehenden Schalenkreuz ein vollständiges Tachometer verbindet, dessen Anzeige die Relativgeschwindigkeit zwischen Luft und Flugzeug unmittelbar angibt.

Die Anbringung des Tachometers macht das Instrument recht schwerfällig; es muß in nicht ganz kleinen Abmessungen ausgeführt werden und unterliegt dabei allen den Störungen und Ungenauigkeiten, die durch die Massenträgheit sich bewegender Teile verursacht werden. Es kann daher plötzlich erfolgende Geschwindigkeitsänderungen nicht sofort anzeigen, was mit Rücksicht auf die Sicherheit des Flugzeuges unerlässlich ist.

Mit Rücksicht auf eine ungestörte Luftbewegung in seiner Umgebung muß es wie alle Strömungsgeschwindigkeitsmesser weit vom Propeller, also entfernt vom Führersitz des Flugzeuges aufgestellt werden, was zur Folge hat, daß seine Ableseskala, die unmittelbar am Instrument angebracht ist, bei Dunkelheit vom Führersitz schwer erkannt werden kann. Immerhin steht dieser Unzuverlässigkeit der Vorteil der einheitlichen Bauart gegenüber, auf den man bei den später zu besprechenden Instrumenten zugunsten der guten Ablesbarkeit verzichten muß.

Zu diesen Schwierigkeiten kommt nun noch die bereits oben erwähnte Tatsache hinzu, daß die Bestimmung der Geschwindigkeit w allein zu der Beurteilung der Schwebefähigkeit nicht ausreicht, wenn nicht die Dichte γ der Luft zugleich bekannt ist. Insofern hat die Kenntnis der Geschwindigkeit an sich ein viel geringeres Interesse als die Kenntnis der Größe

$$q = \gamma \frac{w^2}{2g},$$

welche nach dem Ansatz für den Auftrieb für die Größe des letzteren in erster Linie maßgebend ist. Diese Größe q ist aber nichts anderes als der sog. Staudruck einer strömenden Flüssigkeit, die mit geeigneten Instrumenten unmittelbar gemessen werden kann.

Zunächst besitzen wir hierzu für die Verwendung in tropfbaren Flüssigkeiten den Staudruckmesser von Pitot.

Nach Pitot bringt man in mit der Geschwindigkeit w strömende Flüssigkeit ein nach Fig. 2 gekrümmtes Rohr a .

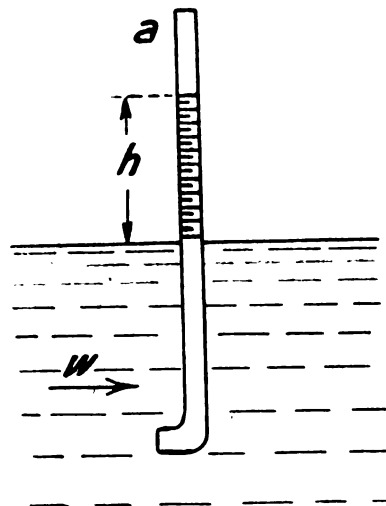


Fig. 2. Pitotrohr.

Dann stellt sich in diesem, dessen Mündung der Strömung entgegengesetzt ist, eine Erhöhung des äußeren Flüssigkeitsspiegels um den Betrag h ein, der mit der Strömungsgeschwindigkeit durch die Gleichung

$$h = \frac{w^2}{2g}$$

zusammenhängt, aus der die Geschwindigkeit nach der Beziehung

$$w = \sqrt{2gh}$$

folgt. Handelt es sich um die Staudruckmessung in strömender Luft, so wird das Instrument etwas abgeändert nach Fig. 3.

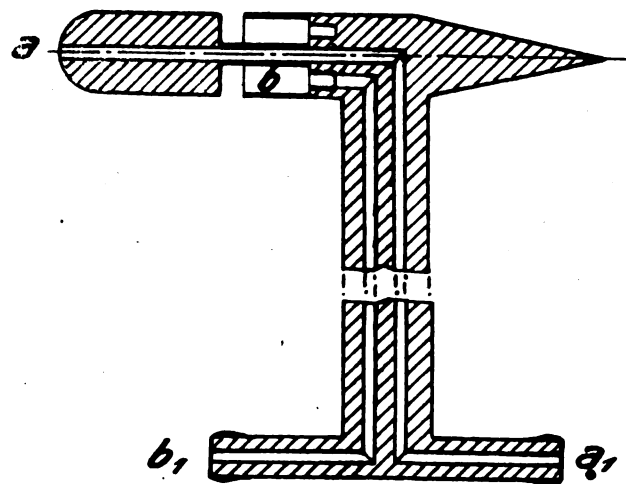


Fig. 3. Staurohr.

Der Messung des Höhenunterschiedes h entspricht hier eine Messung der Druckdifferenz an den Mündungen a und b des Gerätes. Diese Messung an a liefert die Summe vom statischen und dynamischen Druck:

$$p + \frac{w^2}{2g} \gamma.$$

Um $\frac{w^2}{2g} \gamma$ allein zu erhalten, muß p an der zweiten Öffnung b des Instrumentes, welche der Einwirkung der Strömung entzogen ist, gemessen werden.

Für die Beurteilung der Genauigkeit der Apparate gibt die Berechnung der Größe $\frac{w^2}{2g} \gamma$ für die bei Flugzeugen üblichen Geschwindigkeiten w einen Anhalt.

Für Luft von 23° C Temperatur und 750 mm Quecksilbersäule ist $\gamma = 0,001177$ zu setzen. Eine Flugzeuggeschwindigkeit von 100 kmh = 27,8 ms in dieser Luft, liefert eine Staudruckhöhe von $h = \frac{(27,8)^2}{2 \cdot 9,81} \cdot 0,001177 = 0,0456$ m WS.

Demnach sind die der Messung zugrunde liegenden Staudrücke bei den üblichen Flugzeuggeschwindigkeiten vergleichsweise klein, so daß ihre Registrierung zarte Manometereinrichtungen verlangt, die leicht Störungen und Beschädigungen durch die Flugzeugschütterungen ausgesetzt sind. Außerdem können bei der Kleinheit des Staudruckes etwaige Undichtigkeiten des Manometergehäuses zu relativ großen Ungenauigkeiten der Messung Anlaß geben.

Diese in der Kleinheit des zu messenden Druckes liegenden Unzuträglichkeiten vermeidet ein auf dem Prinzip des Venturirohres beruhender mit Saugdruckmessung arbeitender Apparat.

Die Beziehung zwischen den Stromgeschwindigkeiten und Luftdrücken beim Venturirohr einfachster Gestalt (Fig. 4) lautet:

$$p_1 - p_2 = \gamma \left(\frac{W_2^2}{2g} - \frac{W_1^2}{2g} \right).$$

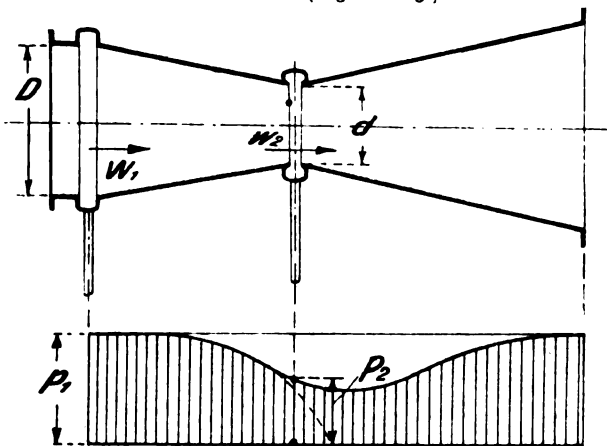


Fig. 4. Venturirohr.

Da nun sich verhält

$$W_1 : W_2 = d^2 : D^2,$$

so hat man

$$p_1 - p_2 = \gamma \left(\frac{D^4}{d^4} - 1 \right) \frac{w_1^2}{2g}.$$

Es erscheint also hier die Geschwindigkeitshöhe $\frac{w_1^2}{2g} \gamma$ mit einem Übersetzungsfaktor multipliziert, der von den Apparatcharakteristika abhängig ist.

Demnach ergibt sich gegenüber den Staudruckmessern ein wesentlich größerer Betrag des beim Venturirohr der Messung zu unterwerfenden Unterdrucks $p_1 - p_2$ und damit eine erhebliche Erweiterung der Meßgenauigkeit.

Dieses Prinzip des Venturirohres liegt dem Düsen-Luftstrommesser Bruhn zugrunde. Nach Fig. 5 werden bei diesem Instrument zwei Venturirohre ineinander gebaut¹⁾, so daß die Austrittsmündung des inneren Rohres in der Unterdruckzone des äußeren Rohres liegt. Hierdurch wird eine Vergrößerung des zur Messung heranzuziehenden Unterdrucks im inneren Rohr und damit eine größere Genauigkeit erzielt. Die Unterdruckentnahme für die Messung erfolgt durch einen an der engsten Stelle der inneren Düse liegenden Ringkanal, der mit dem Unterdruckraum der Düse durch einige Bohrungen in Verbindung steht.

¹⁾ Der Gedanke, mehrere Venturirohre ineinander zu bauen, stammt, wie es scheint, von dem Franzosen Bourdon, dessen Versuche beschrieben sind bei Ser, Traité de physique industrielle 1888, S. 356 f. Hier wird über Versuche mit einem dreifachen Venturirohr berichtet. Merkwürdigerweise scheint eine Verwendung des mehrfachen Venturirohres für Flugzeugzwecke auf französischer Seite bis jetzt nicht vorzuliegen.

Bei der Ausführung des Instrumentes ist für einen rein quadratischen Zusammenhang zwischen seiner Unterdruckanzeige und der zu messenden Geschwindigkeit gesorgt worden. Ferner sind die Abmessungen so gewählt, daß bei gleicher Geschwindigkeit des Flugzeuges der Düsenluftstrommesser einen Unterdruck erzielt, der nach der Quecksilbersäule gemessen, denselben Betrag erreicht wie der im Wassersäulenmaß angegebene Überdruck des Staudruckmessers. Die Multiplikationswirkung des Bruhnschen Instruments gegenüber den letztgenannten Apparaten würde demnach mit 13,6 zu veranschlagen sein. Insoweit diese Zahl infolge von Ausführungszufälligkeiten nicht genau erreicht wird, liefert eine Eichung die tatsächliche Abhängigkeit der Flugzeuggeschwindigkeit von der Unterdruckanzeige des Instrumentes.

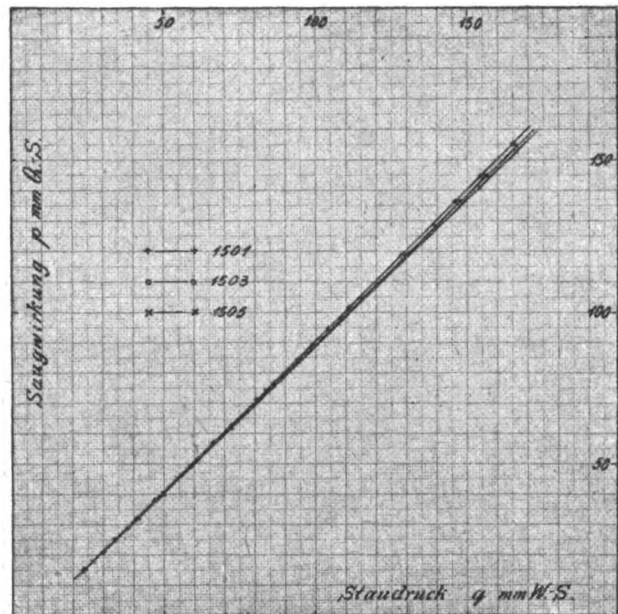


Fig. 6.

Daß die Unterdruckanzeigen den zugehörigen Staudruckanzeigen im wesentlichen proportional sind, zeigt das in Fig. 6 wiedergegebene Schaubild, welches aus einer in der Modellversuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen ausgeführten Reihe von Messungen abgeleitet ist.

Es handelt sich dabei um drei verschiedene Düsenrohre Nr. 1501, 1503, 1505, die, wie aus dem Schaubild zu ersehen, untereinander recht befriedigend übereinstimmende Angaben lieferten.

Von besonderer Wichtigkeit erscheint weiter der Zusammenhang zwischen der Flugzeuggeschwindigkeit und der

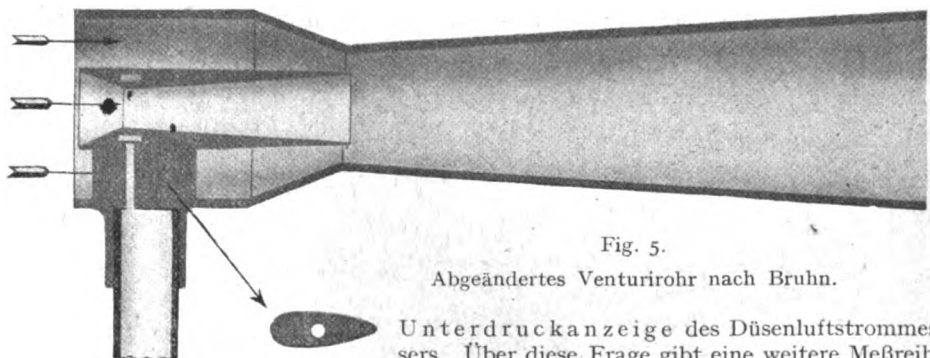


Fig. 5.

Abgeändertes Venturirohr nach Bruhn.

Unterdruckanzeige des Düsenluftstrommessers. Über diese Frage gibt eine weitere Meßreihe der Göttinger Versuchsanstalt Aufschluß, die in

Fig. 7 schaubildlich dargestellt ist.

Die Messung reicht bis zu einer Geschwindigkeit von 43 ms = 155 kmh und zeigt, daß die Unterdruckanzeige des Düsenluftstrommessers mit einer für die Bedürfnisse der Praxis guten Genauigkeit dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional ist.

Diese bisher mitgeteilten Untersuchungsergebnisse gelten unter der Voraussetzung, daß die Achse des Düsenstrom-

messers mit der Geschwindigkeitsrichtung gleichläuft. Es ist klar, daß gelegentliche Störungen der Windströmung oder Seitenbewegungen des Flugzeugs in der Praxis diese Voraus-

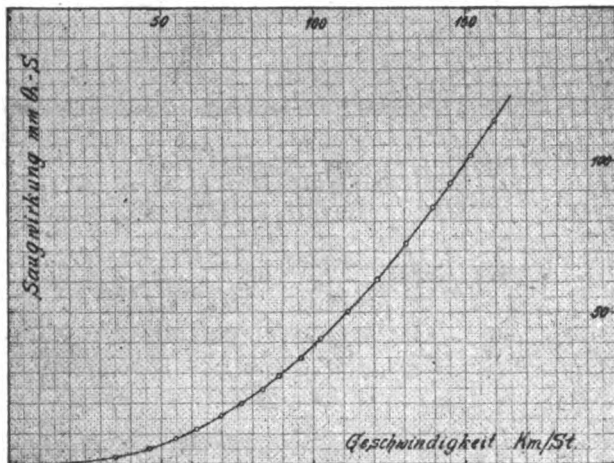


Fig. 7.

setzung aufheben können, aus welchem Grunde es wichtig ist zu wissen, inwieweit unser Instrument bei Schrägstellung gegen den Luftstrom noch richtig anzeigt.

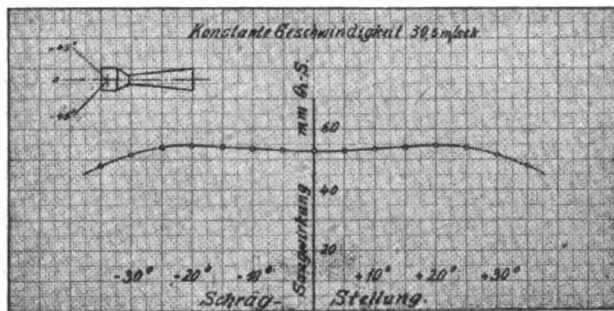


Fig. 8.

Fig. 8 gibt die zur Beantwortung dieser Frage in der Göttinger Versuchsanstalt ermittelte Versuchsreihe wieder aus der zu ersehen ist, daß bei Schrägstellungen um $\pm 20^\circ$ der Anzeigefehler nur etwa 3% der Druckangabe (d. s. etwa 1,75% der Geschwindigkeit) beträgt, ein Ergebnis, welches geeignet ist, besonderes Vertrauen für dieses Instrument hervorzurufen.

Abgesehen von Richtungsstörungen könnte der allgemeine Wirbelzustand der Luft auf die Angaben des Instrumentes Einfluß nehmen. Da der Strömungskanal der Göttinger Versuchsanstalt, in welchem die bisher mitgeteilten Ergebnisse gewonnen wurden, merklich turbulenzfrei ist, wurden noch Versuche angestellt, indem man vor dem Düsenstrommesser durch Aufstellung eines Drahtnetzes starke Turbulenz erzeugte, wobei sich eine kleine, für die Praxis völlig bedeutungslose Erhöhung der Unterdruckangabe um etwa 1,25% zeigte.

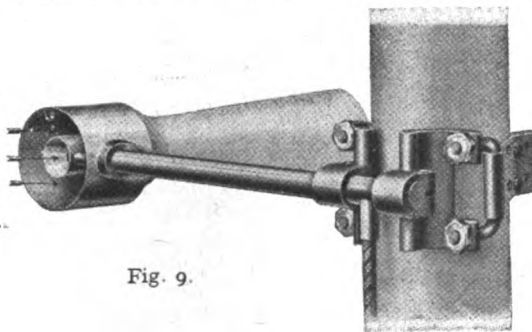


Fig. 9.

Der Düsenluftstrommesser vereinigt hiernach in sich eine Reihe von Eigenschaften, die ihn für den Gebrauch zur Kontrolle der Schwebefähigkeit auf Flugzeugen besonders geeignet machen:

1. Die Unterdruckanzeige erfolgt mit größtmöglichem Kraftüberschuß und doch mit genügender Genauigkeit proportional dem Quadrat der Strömungsgeschwindigkeit.
2. Die Messungen sind innerhalb einer Abweichung der Düsenachse von $\pm 20^\circ$ von der Stromrichtung nahezu fehlerlos.
3. Wirbelbildung in der strömenden Luft beeinflusst die Instrumentanzeige fast gar nicht.

Fig. 9 zeigt die Anbringung des Düsenluftstrommessers auf dem Flugzeug. Die Übertragung des Unterdruckes erfolgt von dem Ringkanal der inneren Düse durch einen besponnenen Gummischlauch zu einem Anzeigeapparat in Gestalt eines Membranmanometers, welches entweder eine Druckskala oder eine Geschwindigkeitsskala oder beides trägt.

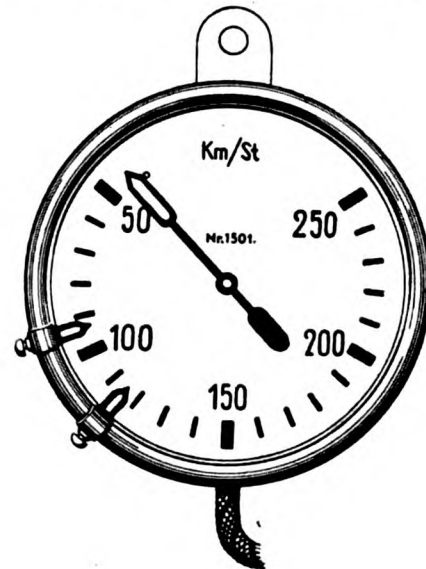


Fig. 10.

Zur vollständigen Ausgestaltung des Instrumentes für die Praxis gehören nun noch als besonders wichtig zwei verstellbare Warnungsmarken¹⁾, die — etwa nach Fig. 10 — im Umkreise der Geschwindigkeitsskala anzubringen sind. Die beiden Marken haben diejenigen beiden Geschwindigkeiten (oder Staudrücke) zu bezeichnen, die beim steilen Steigen oder flachen Gleiten nicht unterschritten werden dürfen, ohne daß das

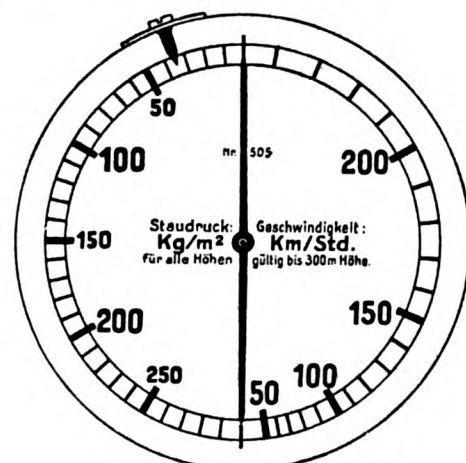
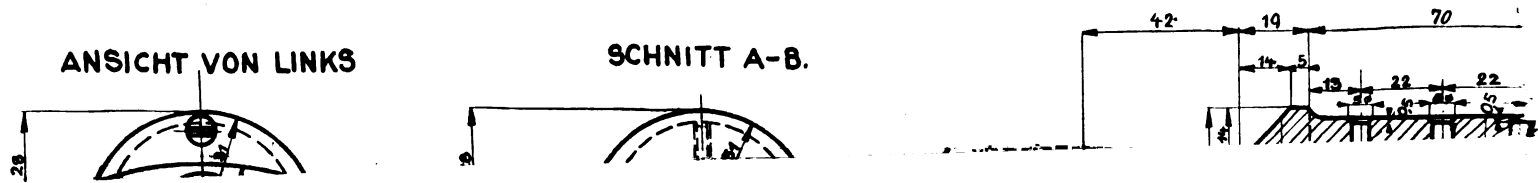


Fig. 11.

Flugzeug durch Abrutsch nach rückwärts oder durch Durchsacken seine Schwebefähigkeit einbüßt. Es wäre zweckmäßig, wenn diese beiden Grenzstaudrücke auf jedem Flugzeug von der Fabrik ein für allemal angeschrieben würden.

Instrumente mit Doppelskala oder mit zweiarmigem Zeiger (Fig. 11) zur Angabe der Strömungsgeschwindigkeit

¹⁾ Diese Warnungsmarken entspringen einer Anregung von Herrn Dr. K. Bennewitz, Charlottenburg.



und d
wenn d
zugehö
Lage,
des Ba
Strom
appara
bestim
D
gestellt
Bauau
somit
großer
im Flu
die At
bildun
lässige
E
infolge
keiten
versto
des Ir
besond

Z

Z

schrift
Erget
richti
als B
sprich
die E
ganz
entha

und des zugehörigen Unterdruckes empfehlen sich dann, wenn das Instrument für jede Geschwindigkeit zugleich den zugehörigen Staudruck anzeigen soll. Man ist dann in der Lage, aus dem gemessenen Druck, unter Berücksichtigung des Barometerstandes und der Temperatur, auf die wirkliche Stromgeschwindigkeit zu schließen. Die auf dem Anzeigeapparat vorgesehene Geschwindigkeitsskala ist dann für eine bestimmte Höhenlage des Flugzeuges einzurichten, z. B. 300 m.

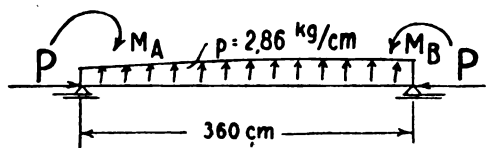
Der hohe Betrag des von dem Instrument zur Verfügung gestellten Unterdruckes kommt im übrigen der kräftigen Bauausführung des Anzeigeapparates sehr zustatten und läßt somit indirekt alle Messungsstörungen vermeiden, die aus zu großer Zartheit der Instrumente gegenüber den Erschütterungen im Flugzeuge folgen. Auch ermöglicht der beträchtliche für die Anzeige zur Verfügung stehende Kraftüberschuß die Ausbildung des Düsenluftstrommessers Bruhn zu einem zuverlässigen Fahrtschreiber ohne weiteres.

Erwähnen wir noch den Umstand, daß die beiden Düsen infolge ihrer Abmessungen und der hohen Stromgeschwindigkeiten durch von der Luft mitgeführte Fremdkörper nicht verstopft werden können, so sind die wesentlichen Eigenschaften des Instrumentes, die es für den Gebrauch auf Flugzeugen besonders geeignet machen, umschrieben.

Zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Zu dem Aufsatz von A. Pröll in Heft 17/18 dieser Zeitschrift 1917 S. 133 ff. möchte ich folgendes bemerken. Die Ergebnisse, die aus dieser Arbeit hervorgehen, können nicht richtig sein, da die Annahme einer Parabel oder Sinuslinie als Biegelinie nicht den Verhältnissen der Aufgabe entspricht. Auch kann keine Erhöhung der Knicklast durch die Einspannungsmomente entstehen, da die Determinanten ganz unabhängig sind von Gliedern, die die Querbewegung enthalten.

Es sei z. B. folgender Holm gegeben:



$$\begin{aligned} M_A &= 13\,192 \text{ kgcm}, \\ M_B &= 33\,883 \text{ kgcm}, \\ E &= 130\,000 \text{ kg/cm}^2, \\ P &= 2840 \text{ kg}, \\ J &= 334 \text{ cm}^4, \\ F &= 49,5 \text{ cm}^2, \\ P_K &= \frac{\pi^2 E J}{l^2} = 3260 \text{ kg}, \end{aligned}$$

$$\frac{P_K}{P} = \xi = 1,15.$$

$$M_{x \max} = \frac{2,86 \cdot 360^2}{8} = 46\,400 \text{ kgcm}.$$

Dann ist nach Gleichung (27)

$$\lambda = 1 - \frac{470,75}{464} \left(0,5 + \frac{0,1}{1,15} \right) = 0,4.$$

$$M_{\text{Feld}} = \frac{464 \cdot 1,15}{0,15} \cdot 0,4 = 143\,900 \text{ kgcm},$$

$$\sigma = -\frac{2840}{49,5} \pm \frac{143\,900}{74} = \begin{cases} -2002 \text{ kg/cm}^2 \\ +1887 \text{ kg/cm}^2 \end{cases}$$

Rechnet man nach der genaueren Pröllschen Formel, wie sie sich z. B. im Zentralblatt der Bauverwaltung 1917 S. 391 findet, so wird

$$\begin{aligned} M_{\text{Feld}} &= \frac{M_{x \max} \xi}{\xi - 1} - \frac{(M_A + M_B) \left(\frac{\xi}{2} + \frac{1}{10} \right)}{\xi - 1} \\ &\quad - 4 \xi^2 \frac{M_{x \max} (\xi - 0,8)}{\xi - 1} + \xi \frac{(M_B - M_A) (\xi - 0,6)}{\xi - 1} \end{aligned}$$

$$\varepsilon = \frac{(M_B - M_A) (P_K - P) (v' - v'')}{16 P \left(M_{x \max} - \frac{3}{5} (M_B + M_A) \right)},$$

Es ergibt sich mit

$$\begin{aligned} v' &= 13,48268 \\ v'' &= 11,81788, \\ M_{\text{Feld}} &= 145\,190 \text{ kgcm}. \end{aligned}$$

Rechnet man nach den bekannten Müller-Breslauschen Formeln, so ergibt sich mit den Einspannmomenten $M_A = 13\,192 \text{ kgcm}$ und $M_B = 33\,883 \text{ kgcm}$, die aus den erweiterten Clapeyronschen Gleichungen hervorgehen,

$$\begin{aligned} M_{\text{Feld}} &= 55\,974 \text{ kgcm}, \\ \sigma &= \begin{cases} -817 \text{ kg/cm}^2, \\ +700 \text{ kg/cm}^2. \end{cases} \end{aligned}$$

Rechnet man nach den Pröllschen Formeln und führt die aus den erweiterten Clapeyronschen Gleichungen resultierenden Momente ein, so ergibt sich

$$\begin{aligned} M_{\text{Feld}} &= 71\,700 \text{ kgcm}, \\ \sigma &= \begin{cases} -1027 \text{ kg/cm}^2, \\ +913 \text{ kg/cm}^2. \end{cases} \end{aligned}$$

Wenn man aber schon die v' und v'' -Werte berechnet, kann man aber auch sofort weiter nach den Müller-Breslauschen Formeln den Spannungsnachweis für die Feldmomente führen, ohne sich der ungenauen Pröllschen Formeln zu bedienen. Schleusner.

Erwiderung.

Auf die mir leider erst kurz vor Erscheinen dieses Heftes bekannt gewordenen Vergleichsrechnungen des Herrn Dipl.-Ing. Schleusner kann ich wegen schon getroffener Druckanordnung für diese Nummer noch nicht näher eingehen. Indessen darf nicht unbemerkt bleiben, daß Herr S. bei Benützung der Müller-Breslauschen Formeln die endgültig errechneten Einspannmomente $M_A = 13\,192$ und $M_B = 33\,883 \text{ kg/cm}$ verwendet, die nach der ganzen Ableitung meiner Formeln auch für diese in Frage kommen. Dann sind aber die ersten beiden Berechnungen des Herrn S. mit meinen Formeln unzutreffend, und bei der letzten Rechnung ergibt sich nach Berichtigung einer kleinen, aber hier gerade sehr merkwürdigen Ungenauigkeit (Knicklast 3310 statt 3260) nach meiner Formel 27 ein Feldmoment 57 900 kg/cm in naher Übereinstimmung mit Müller-Breslau und im Gegensatz zu dem von Herrn S. gefundenen Wert 71 700.

In einer in Vorbereitung befindlichen Mitteilung werde ich auf den Gegenstand zurückkommen. A. Pröll.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Patentanmeldungen.

420. 13. A. 28450. Geschwindigkeitsmesser für Luftfahrzeuge mit Visiervorrichtung. Apparatebau-Gesellschaft m. b. H., Hannover. 23. 8. 16. E. 16. 7. 18.
- 46a. 25. G. 43676. Arbeitsverfahren für Viertaktmotoren. Felix Gruebler, Zürich, Schweiz. 2. 2. 16. Schweiz 6. 10. 15.
- 46a. 25. G. 45404. Arbeitsverfahren für Viertaktmotoren; Zus. z. Anm. G. 43676. Felix Gruebler, Zürich, Schweiz. 17. 7. 17. V. St. A. 2. 8. 16. E. 10. 8. 18.
- 46a. 17. N. 16152. Zweitaktverbrennungskraftmaschine. Hans Julius Nordström, Karlshamn, Schweden. 2. 3. 16. Schweden 22. 6. 15. E. 3. 8. 18.
- 46c. 13. F. 41610. Düsenvergaser. Heinrich Fitte, Berlin-Steglitz, Schadenrute 8. 20. 1. 17. 27. 6. 18.
- 46c. 2. G. 46398. Einrichtung zur selbsttätigen Schmierung des Ventilgestänges bei von oben gesteuerten Motoren. Karl Gräf und Heinrich Gräf, Wien. 15. 3. 18. Österreich 18. 4. 17. 6. 8. 18.
- 46c. 5. H. 72487. Kugelpflanzenlagerung, insbesondere für Kolben und Pleuelstangen von Verbrennungskraftmaschinen. Friedrich Hansen, Köln a. Rh., Auerstr. 4. 19. 7. 17. E. 10. 7. 18.
- 46c. 21. L. 45615. Kühlerabschlußventil. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. 10. 9. 17. B. 3. 7. 18.
- 46c. 5. Sch. 52529. Antrieb für Nockenwelle und Hilfsmaschinen von Verbrennungskraftmaschinen. Alfred Schmidt, Berlin, Emderstr. 17. 25. 1. 18. E. 10. 7. 18.

- 46c, 4. St. 30995. Autogengeschweißter Kühlmantel für Zylinder von Verbrennungskraftmaschinen. Stahlmotoren-Gesellschaft Ernst Jaenisch & Co., Berlin. 7. 2. 18. E. 6. 8. 18.
- 46c, 4. St. 30994. Kühlmantelverbindung für Verbrennungskraftmaschinen. Stahlmotoren-Gesellschaft Ernst Jaenisch & Co., Berlin. 7. 2. 18. E. 6. 8. 18.
- 46c, 7. W. 48189. Sicherheitsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24. 31. 7. 16. 27. 6. 18.
- 46c, 2. M. 62309. Umlaufmotor. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. 22. 12. 17. E. 24. 8. 18.
- 46c, 4. A. 24423. Arbeitszylinder für Verbrennungskraftmaschinen. Aktien-Gesellschaft »Weser«, Bremen. 6. 8. 13. E. 24. 8. 18.
- 46c, 13. St. 20913. Brennstoffpumpe für Dieselmotoren. Bernhard Stein, Berlin-Friedenau, Hähnelstr. 14. 27. 4. 16.
- 46c, 14. R. 44630. Elektromagnetische Zündvorrichtung für Explosionsmotoren. Karl Rudwist, Schwiebus. 18. 6. 17.
- 46c, 30. D. 33740. Schallvernichtungsapparat. Otto Dahlhelm, Halle a. S., Landsbergerstr. 56. 14. 9. 17. 24. 8. 18.
- 47b, 12. N. 17102. Befestigung der Innenringe der Kugel- und Rollenlager. Norma Compagnie, G. m. b. H., Kannstatt, und Berthold Schweickardt, Stuttgart, Birkenstr. 22. 10. 1. 18. E. 17. 8. 18.
- 63c, 22. H. 72314. Luftfeder, insbesondere für Kraftfahrzeuge. Hofmannsche Luftfederung-G. m. b. H., Berlin. 16. 6. 17.
- 63c, 13. H. 72834. Gestänge zur Umstellung der Drosselklappe bei Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Motorfahrzeuge. Dr. Karl Henkel, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32. 22. 9. 17. E. 13. 7. 18.
- 77h, 5. E. 22019. Flugzeug mit gepanzertem Führersitz. David Ensinger, Schwäb. Hall, Württbg. 7. 12. 16. E. 10. 8. 18.
- 77h, 5. L. 45429. Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren. Luft-Verkehrs-G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 5. 7. 17. E. 13. 7. 18.
- 77h, 15. P. 34283. Bombenabwurfvorrichtung. M. & R. Popp, Pforzheim. 30. 9. 15. E. 13. 7. 18.
- 46c, 28. 306558. Dynamomotor zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen. United States Ligh & Heat Corporation Niagara Falls, Niagara County, New York, V. St. A. Vertr.; Dipl.-Ing. Georg Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 21. 1. 17. U. 6200.
- 46b, 2. 307298. Verbrennungskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Wilhelm Kielsing, Frankfurt a. M., Weismüllerstr. 22. 10. 12. 13. K: 57101.
- 42c, 42. 306844. Näherungsverfahren zum Auswuchten von Prüfkörpern mit Welle, insbesondere von Kurbelwellen. Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt, G. m. b. H., und Dr.-Ing. Hans Heymann, Kiesstr. 127, Darmstadt. 7. 7. 16. Sch. 50223.
- 42c, 41. 306035. Verfahren und Vorrichtung zur automatischen Bestimmung der Abtritt von Flugzeugen und Luftschiffen. Frau Melli Beese-Boutard, Berlin-Johannisthal. 15. 10. 15. B. 80323.
- 46b, 2. Steuervorrichtung für zusätzliche Druckluft an Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Kraftfahrzeuge. Niels Anton Christensen, Milwaukee, V. St. A. 18. 12. 14. C. 25393. V. St. Amerika 8. 12. 13.
- 46c, 29. 306932. Auspufftopf für Verbrennungskraftmaschinen. Eduard Hocke, Berlin, Krüllsstr. 4. 27. 8. 16. H. 70841.
- 46c, 14. 306792. Vereinigte Zündungs- und Beleuchtungseinrichtung für Fahrzeuge mit Verbrennungsmotoren. Neuland Magnetos, Limited, New York, V. St. A. 31. 7. 15. N. 15922.
- 46c, 5. 306643. Einrichtung zur Aufrechterhaltung einer ungestörten Brennstoffzufuhr bei Verbrennungskraftmaschinen für Luftfahrzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 8. 1. 16. Sch. 49440.
- 77h, 5. 307486. Flugzeug, bei dem die Tragflächen gemeinsam mit dem Höhensteuer verstellbar werden können. Bernard de Beer, Amsterdam. 4. 11. 13. B. 74544. Frankreich 11. 11. 12.
- 77h, 5. 370382. Rumpfdoppeldecker. Oskar Ursinus, Frankfurt a. M., Bahnhofpl. 8. 22. 10. 14. U. 5719.
- 77h, 15. 307280. Kombiniertes Luft- und Wassertorpedo. Karl Warchalowski, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. Stefan Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 8. 6. 13. W. 42464. Österreich 13. 2. 13.

Patentversagung.

46c. M. 60295. Kühler für Flugzeugmotoren. 7. 6. 17.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Grundlagen der Elektrotechnik. Aus Natur und Geisteswelt, Band 391. Von A. Rotth. Oktav 173 S. mit 174 Abbildungen. Preis: geb. M. 1,50. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin.

Das kleine Werk ist für Laien, bzw. Anfänger geschrieben und gibt einen Überblick über die Grundlagen der Elektrotechnik. Seine Ergänzung bilden die Bände 424, 650 und 671 der gleichen Bibliothek.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

Dem hochverehrten Vorsitzenden der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt wurde für seine Verdienste um die Wissenschaft der Rote Adler-Orden 2. Klasse mit der Krone verliehen; außerdem erhielt er von der Technischen Hochschule in Braunschweig die Würde eines Dr.-Ing. ehrenhalber.

70. Geburtstagsfeier des Geheimrat von Böttinger.

Am 10. Juli vormittags 11 Uhr fanden sich die Herren des geschäftsführenden Vorstandes der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Geheimrat Barkhausen und Major Prof. Dr. von Parseval im Hotel Adlon ein, um dem Herrn Geheimrat von Böttinger die Glückwünsche der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zu seinem 70. Geburtstag darzubringen. Zu seinem großen Bedauern konnte Herr Geheimrat diesen Tag nicht im Familienkreis in Arensdorf verleben, da er durch seine Pflichten im Herrenhaus in Berlin festgehalten war. Die Herren überreichten eine künstlerisch von Herrn Professor Docpler jun. ausgeführte Adresse mit im ganzen 500 Unterschriften, des Ehrenvorsitzenden, Prinz Heinrich, Prinz Friedrich Sigismund von Preußen, der sämtlichen Vereinsmitglieder und vieler Freunde. Dieselbe lautete: »Die Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und zahlreiche Freunde bringen ihrem hochverehrten Herrn Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger zu seinem 70. Geburtstag die wärmsten und herzlichsten Glückwünsche dar.

Sie sehen, hochverehrter Herr Geheimrat, auf ein langes, an Arbeit und Erfolgen reiches Leben zurück, das in hohem Maße dem Dienste der Wissenschaft gewidmet war. Unter den vielen Unternehmungen, welche Sie durch Ihre tatkräftige Mitwirkung gefördert haben, nimmt auch die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt einen geachteten Platz ein. Sie ist sich dessen voll bewußt, was sie Ihnen verdankt, was sie unter Ihnen als 1. Vorsitzenden geworden ist: ein kräftig aufblühender Verein, geachtet und geschätzt von den Behörden und im Volke.

Als Ausdruck unseres Dankes widmen wir Ihnen diese Urkunde, die von unserem Ehrenvorsitzenden, von sämtlichen Mitgliedern und zahlreichen Freunden der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt unterzeichnet ist.

Möge Ihnen die bewundernswerte Frische, die Sie vor so vielen jüngeren Männern auszeichnet, noch lange erhalten bleiben, mögen Sie noch viele Jahre an der Spitze der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt wirken.

Der Geschäftsführende Vorstand:

Parseval. Prandtl. Barkhausen.*

Der Jubilar dankte in bewegten Worten und gab das Versprechen ab, auch in Zukunft wie bisher für die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt wirken zu wollen.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.

NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrsgesellschaft

Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Leutnant a. D.,

Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität

München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für

Luftfahrt, Privatdozent an der

Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen

Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen

Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für

Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen

Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY

Professor an der Universität und

Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen

Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Strasbourg, z. Z. Wien,

K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen

Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen

Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen

Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen

Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität

Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der

Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-

und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn.

Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

27. Juli 1918.

Heft 13 und 14.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: Vorreiter, Berlin-Nikolassee.

INHALT:

Eine allgemeine graphische Methode, angewendet zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellungen bei Flugzeugen. Von Alex. Fischer, Wien. S. 73.
Über die Neuordnung des Heereswetterdienstes im Frieden. Von Leutnant d. L. Clößner. S. 74.
Ein Beitrag zur zeitgemäßen Ausgestaltung von Großbetrieben. Von Jos. A. Weprek. S. 77.

Der „Fiat“-Motor A 12. Von Ingenieur S. Hoffmann. S. 79. Mit Tafel IV—VII.
Flugtechnische Betrachtungen. Von Burberg. S. 84.
Wissenschaftliche Nachrichten. S. 85.
Patentschau. S. 85.
Bücher-Besprechungen. S. 88.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 88.

Eine allgemeine graphische Methode, angewendet zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellungen bei Flugzeugen.

Von Alexander Fischer, Wien.

In Heft 1, Jahrg. 1915 dieser Zeitschrift gibt Pröll für die Ermittlung günstigster Tragflächenstellungen ein einfaches rechnerisches Näherungsverfahren, nachdem er gezeigt hat, daß der in der einfachen Theorie übliche, aber nicht befriedigende Ersatz des Eiffelschen Polardiagramms — zwischen den Auftriebs- bzw. Widerstandskoeffizienten K_y und K_x — durch eine durch den Koordinatenursprung gehende Parabel, viel besser durch eine Parabel mit versetztem Scheitelpunkt, bewerkstelligt werden kann. Im folgenden soll an Hand des Pröllschen Aufsatzes die angedeutete Ermittlung rein zeichnerisch durchgeführt werden. Es wird sich zeigen, daß die Lösung dieser und ähnlicher Aufgaben ohne weiteres und bei gleichem Zeitaufwande genau möglich ist, unter Benutzung experimentell erhaltener Diagramme und unter Umgehung von Näherungsformeln.

Wie in der angezogenen Arbeit, soll auch hier die Bestimmung der günstigsten Transport- bzw. besten Hubleistung durchgeführt werden.

Es sei das Eiffelsche Polardiagramm¹⁾ gegeben: $K_x = F(K_y)$ (s. Fig. 1); es resultiert aus einer großen Zahl von Versuchen

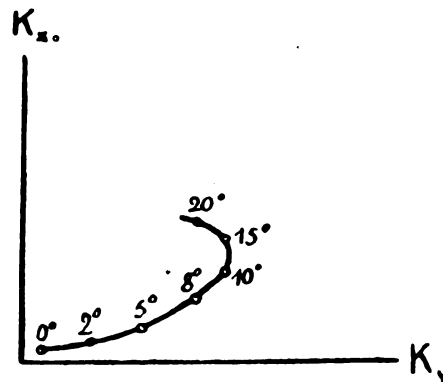


Fig. 1.

mit verschiedenartigen Tragflächen. Wie ersichtlich sein wird, wird es in der dargestellten Form für beide Fälle der Berechnung verwendet werden können.

¹⁾ Der Pröllschen Arbeit entnommen.

Die Formel für den Gesamtwiderstand W_{ges} lautet, da sich dieser aus dem Widerstand W_x in der Fahrtrichtung W und aus dem schädlichen Widerstand der nicht tragenden Teile des Flugzeuges (Fahrgerüst usw.) W_x' zusammensetzt:

$$W_{ges} = W_x + W_x' = K_x F v^2 + k f v^2 \quad (1)$$

oder mit

$$v^2 = \frac{G}{K_y \cdot F} \quad (2)$$

$$W_{ges} = \frac{K_x}{K_y} G + k f \frac{G}{K_y F} \quad (3)$$

Hierin bedeuten K_y und K_x die Auftriebs- bzw. Widerstandskoeffizienten, G das Gewicht des Flugzeuges, v die Geschwindigkeit in horizontaler Bahn, F die Tragfläche, k den Widerstandskoeffizienten und f die äquivalente »schädliche« Stirnfläche der nicht tragenden Teile.

Das Minimum des Widerstandes (die günstigste Transportleistung) ergibt sich für

$$\frac{dW_{ges}}{dK_y} = 0$$

$$\frac{dW_{ges}}{dK_y} = \left(\frac{K_x}{K_y}\right)' G - \frac{kG}{F} \cdot \frac{1}{K_y^2} = 0$$

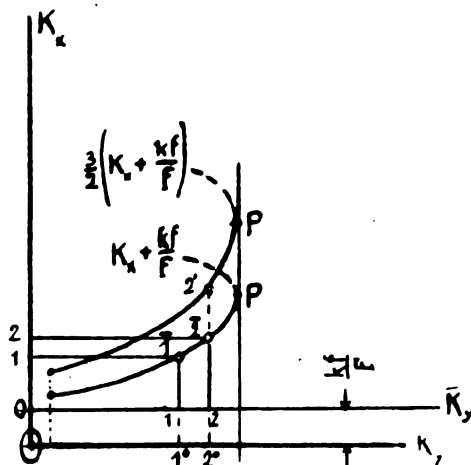


Fig. 2.

oder

$$K_y K_x' = K_x + \frac{k f}{F} \quad (4)$$

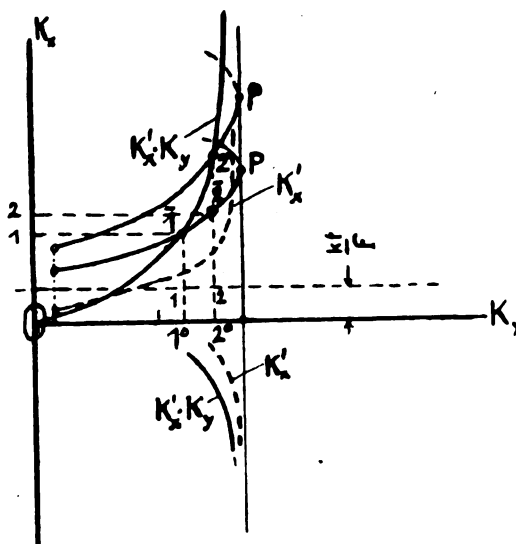


Fig. 3.

Die größte Hubleistung ergibt sich unter der Annahme einer gleichbleibenden Schraubenleistung beim Minimum der Widerstandsleistung:

$$L = v \cdot W_{ges} = G \sqrt{\frac{G}{F}} \sqrt{\frac{1}{K_y} \left(\frac{K_x}{K_y} + \frac{k f}{F} \frac{1}{K_y} \right)} \quad (5)$$

$$\frac{dL}{dK_y} = 0$$

$$\left(\frac{K_x}{K_y} \right)' - \frac{3}{2} \frac{k f}{F} \frac{1}{K_y^{3/2}} = 0$$

$$K_y K_x' = \frac{3}{2} \left(K_x + \frac{k f}{F} \right) \quad (6)$$

Wie aus (4) und (6) ersichtlich, ist für beide Fälle bloß die Bildung der K_x' -Kurve auf graphischem Wege nötig und aus derselben die der $K_x' K_y'$ -Kurve, die zweckmäßig auf einem durchsichtigen Papier aufgetragen werden kann. Nach den Formeln ergibt sich dann das Wertepaar, das W_{ges} bzw. L zu einem Extrem gestaltet, aus dem Schnitt der $K_y K_x'$ -Kurve mit der $\left(K_x + \frac{k f}{F} \right)$ -Kurve bzw. $\frac{3}{2} \left(K_x + \frac{k f}{F} \right)$ -Kurve (s. Figur 2 und 3). Es wäre zu bemerken, daß, da bloß zusammengehörige Äste der Kurven benutzt werden dürfen, der Teil der $\left(K_x + \frac{k f}{F} \right)$ - bzw. $\frac{3}{2} \left(K_x + \frac{k f}{F} \right)$ -Kurve oberhalb P entfällt, daher bloß gestrichelt ausgezogen wurde. In Fig. 2 u. 3 ist 1 der Winkel für die beste Transport-, 2 der Winkel für die größte Hubleistung, die bezüglichen Leistungen ergeben sich nach (3) und (5) mit (11, 11) bzw. (22, 22) als zusammengehörige Koordinatenpaare.

Zusammenfassung.

Es wird darauf hingewiesen, daß man mit den in Form von Diagrammen gefundenen Größenzusammenhängen ebenso Rechnungen durchführen kann, wie mit analytisch formulierten; es tritt dann das graphische Rechnen an Stelle des numerischen. In dem vorliegenden Fall wird die Durchführung von Extremberechnungen gezeigt, und zwar die Bestimmung der günstigsten Transportleistung und besten Gesamtleistung aus dem Eiffelschen Polardiagramm.

Wien, Ende Mai 1918.

Über den Heereswetterdienst.

Von Leutnant d. L. Clößner, Chef der Abteilung Wetterdienst im Stabe des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte.

Der Heereswetterdienst gehört zu den jüngsten Organisationen der Armee. Geringe Ansätze für seine Entwicklung waren wohl schon im Frieden vorhanden; die ersten militärischen Wetterwarten waren kurz vor Kriegsbeginn in Einrichtung begriffen, nachdem sich bei der Einführung von Lenkluftschiffen und Flugzeugen in die Armee schon bald gezeigt hatte, daß meteorologische Bedürfnisse des Heeres nicht anders als durch militärische Dienststellen mit Erfolg befriedigt werden können. Im wesentlichen ist der jetzige Heereswetterdienst aber erst während des Krieges entstanden und unter strengem Schritthalten mit der Steigerung der meteorologischen Bedürfnisse der Luftstreitkräfte sowohl wie der übrigen Truppen zu einer Organisation von nunmehr erheblichem Umfang ausgebaut worden.

Die folgende Skizze (Fig. 1) veranschaulicht die stetige (im Jahre 1917 besonders lebhaft) Vermehrung der Zahl der Verbände des Heereswetterdienstes, die als Zeichen der Wertschätzung des bei Truppen und Kommandobehörden geleisteten meteorologischen Dienstes gelten kann.

Die einzelnen Heereswetterdienstverbände sind klein; ihre Leistungsfähigkeit wird weniger sichergestellt durch eine große Anzahl von Köpfen als durch Befähigung und Zuverlässigkeit des Einzelnen. Der Schwerpunkt der Organisation liegt bei den bei allen Armeeoberkommandos vorhandenen Armeewetterwarten, die für die Durchführung des meteorologischen Dienstes im Armeegebiet verantwortlich sind. Hierfür stehen ihnen die Beobachtungen anderer Warten — auch die Ergebnisse von Fesselaufstiegen — zur Verfügung. Mit der wissenschaftlichen Überwachung des Beobachtungsdienstes ist für jeden großen Kriegsschauplatz je ein besonderer Verband beauftragt. Eine Anzahl von Warten befindet sich bei Truppen mit besonderen taktischen Aufgaben. Das Heimatgebiet hat

seine eigene Organisation, die unter der Inspektion der Luftschifftruppen dem Kommando der Heimatwetterwarten unterstellt ist. Über den Einsatz der einzelnen Verbände entscheidet der kommandierende General der Luftstreitkräfte, dem der gesamte Heereswetterdienst untersteht.

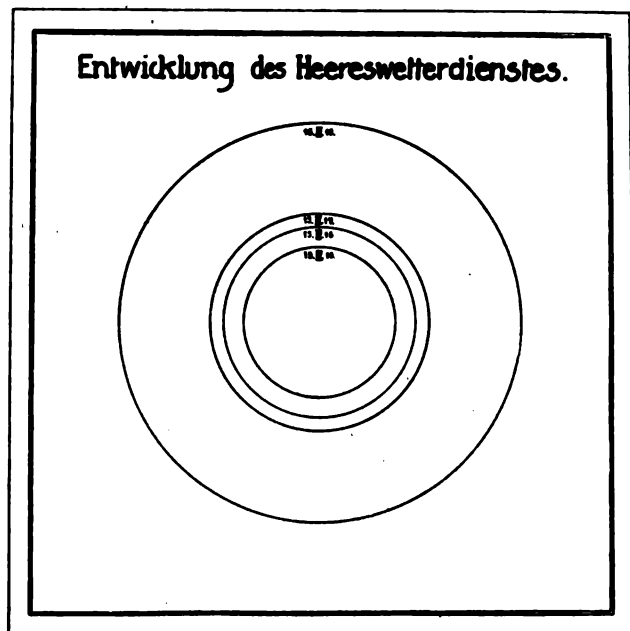


Fig. 1.

Der Heereswetterdienst steht zu den operierenden Truppen und Kommandostellen in dem Verhältnis eines wissenschaftlichen Beraters. Man verlangt zweierlei von ihm, wovon er das eine ausgezeichnet versteht, das andere immer besser zu lernen bestrebt ist — Diagnosen und Prognosen — Antworten auf die Fragen, wie das Wetter ist und wie es werden wird. Die Zahl derer, die die erste der beiden Fragen überhaupt nicht stellen, weil sie der Meinung sind, ihre augenscheinlichen Feststellungen genügen, ist immer mehr im Schwinden begriffen. Die nach den Methoden der wissenschaftlichen Institute durchgeführten täglichen Beobachtungen des Heereswetterdienstes sind heute für viele militärische Unternehmungen unentbehrlich. Das Können auf dem Gebiete der Wettervorhersage bleibt aber trotzdem die höhere der beiden Aufgaben des Heereswetterdienstes; mit der Einführung neuer Angriffsmethoden hat die Wettervorhersage eine früher kaum geahnte militärische Bedeutung erlangt.

Betrachten wir, wie der jetzige Heereswetterdienst im einzelnen für Truppen und Kommandostellen arbeitet. Der Feldluftschiffer verlangt Vorhersagen, sowie nahe seinem Aufstiegsplatze angestellte Windmessungen, die ihm Aufschluß geben insonderheit auch über die stärksten Windstöße, mit denen er zu rechnen hat. Überraschungen der Feldluftschifferabteilungen durch Gewitterzüge und Wirbelstürme verhütet der Heereswetterdienst durch rechtzeitige Warnungen. So blieben beispielsweise im Mai 1916 unsere Ballonzüge an der Westfront beim Vorüberzug einer schweren Böe vor Unheil bewahrt. Von den französischen Ballonen riß damals eine große Zahl ab; 24 von diesen fielen in unsere Hand. Der Dienst der Wetterwarten für die Fliegerverbände ist mannigfaltiger und schwieriger. In der Heimat ist jedem Fliegerverband mit Schulbetrieb auch eine Wetterwarte zugeteilt; sie übt den täglichen Beobachtungs- und Beratungsdienst aus, und ihr Leiter erteilt an Flug- und Beobachtungsschüler den meteorologischen Unterricht. An der Front ist der meteorologische Dienst von besonderer Wichtigkeit bei den Geschwadern, deren Aufgabe es ist, weit in feindliche Gebiete vorzustößen und wichtige Stapelplätze, Unterkünfte und Festungen mit Bomben zu belegen und den Feind frevelhafte Luftangriffe entgelten zu lassen. Sämtliche großen Fernangriffe sind angesetzt und durchgeführt worden nach vorausgegangener sorgfältiger Prüfung und Beurteilung der Wetterlage durch die bei den beteiligten Geschwadern tätigen

Meteorologen. Ihre Verantwortung ist groß, da bei diesen Fernunternehmungen ein Fehlschluß des Meteorologen die schwersten nachteiligen Folgen verursachen kann. Andererseits ist das richtige Urteil der Wetterwarte eines Bombengeschwaders eine wesentliche Voraussetzung für das Gelingen der großen Fernangriffe. Bei dem am 13. 6. 1917 in der Mittagszeit mit großem Erfolg durchgeführten ersten Angriff eines großen Geschwaders auf die Festung London flog zum Beispiel das Geschwader unter strenger Beachtung der aufgestellten meteorologischen Diagnose und Prognose auf dem Hin- und Heimwege mit Rückenwind und landete vollzählig eine halbe Stunde vor Ausbruch von schweren Gewittern. In Fig. 2 ist die Wetterlage vom 13. 6. 1917 dargestellt.

Den übrigen Flieger-Abteilungen an der Front stellen die Armeewetterwarten alle für sie wichtigen Beobachtungen über Höhenwinde, Wolkenbildungen und Temperaturverteilung und die Vorhersagen im täglichen Meldeverkehr regelmäßig zur Verfügung. Für den Heimatluftschutz ist die Feststellung des Grades der Geeignetheit der Wetterlagen für Fernunternehmungen gegen das Heimatgebiet von großer Bedeutung. Für die Durchführung der entsprechenden Beratung sind besondere Vorkehrungen getroffen. Auf die Tätigkeit des Heereswetterdienstes für die Artillerie und gewisse Sondertruppen kann aus naheliegenden Gründen hier nicht näher eingegangen werden. Sie ist in hohem Maße bedeutsam und in vielen Fällen ausschlaggebend für den Erfolg.



Fig. 2.

Außer zu diesem Dienst unmittelbar für die Truppe werden die Heereswetterdienstverbände noch bei mancherlei anderen Gelegenheiten herangezogen. Die landwirtschaftlichen Betriebe in den besetzten Gebieten beziehen regelmäßig seine Vorhersagen, die landeskundlichen Kommissionen verlangen Urteile und Mitarbeit des Klimatologen und meteorologischen Statistikers, der Sanitätsdienst braucht Mittelwerte für den Gang der meteorologischen Elemente am Boden und in der Höhe, Licht- und Schallmeßtrupps verwenden seine exakten meteorologischen Feststellungen für ihre Methoden. Von ganz besonderer Bedeutung und Verantwortung ist die gutachtliche Tätigkeit des Heeresmeteorologen für die obersten Befehlsstellen, wenn es sich darum handelt, in Aussicht genommene Operationen — seien es solche taktischer oder strategischer Art — mit den meteorologischen und klimatologischen Verhältnissen in bester Weise in Einklang zu bringen.

Die Zahl der Stellen des Heereswetterdienstes, von deren Inhabern selbständiges und gründliches Können auf allen meteorologischen Gebieten einschließlich der Wettervorhersage verlangt wird, ist so groß, daß nicht alle mit Berufs-

meteorologen besetzt sein können. Außer den Meteorologen im engeren Sinne haben Physiker, Astronomen, andere Naturwissenschaftler, Ingenieure und Lehrer mit gutem Erfolge Verwendung gefunden. Sie haben sich während der Kriegsjahre in das Gebiet der Meteorologie so eingearbeitet, daß sie sich heute mit gutem Fuge Meteorologen nennen dürfen.

Jedenfalls sind durch den Heereswetterdienst weite Kreise zum eingehenden Studium der Meteorologie angeregt worden, so daß man annehmen darf, daß sich die Meteorologie nach dem Kriege erheblich gesteigerter Wertschätzung erfreuen wird.

Der Tätigkeit des Heereswetterdienstes sind zurzeit aus wissenschaftlichen Gründen Grenzen gezogen, die in vielen Fällen unangenehm empfunden werden. In einer Reihe von meteorologischen Fragen ist die Forschung noch nicht so weit vorgeschritten, wie es für die praktische Beratung der Truppe erwünscht ist. Der Heereswetterdienst hat die Untersuchung verschiedener der für ihn wichtigen Fragen in Angriff genommen und dabei auch schon mancherlei wertvolle Ergebnisse erzielt und bekanntgegeben. Es ist aber notwendig, daß sich im Frieden die zivilen wissenschaftlichen Institute und die Hochschulen der Probleme besonders annehmen, die für den Heereswetterdienst wichtig sind. In dieser Richtung werden auch sicher gute Erfolge erzielt werden, wenn die wissenschaftliche Meteorologie und der künftige militärische Wetterdienst ein reges Einvernehmen pflegen.

Die Fragen, die dringend der weiteren wissenschaftlichen Förderung bedürfen, kann der Heereswetterdienst jetzt schon auf Grund seiner Kriegserfahrungen zusammenfassend bekanntgeben. Im Vordergrund steht hier natürlich die Wettervorhersage. Die Möglichkeit, jederzeit exakt voraussagen zu können, würde militärisch einen gar nicht hoch genug zu bewertenden Gewinn bedeuten. Für operative Zwecke — taktische sowohl wie strategische — werden im besonderen langfristige Voraussagen — auf mehrere Tage voraus — verlangt, ja auf Wochen vorher möchte man oft gerne wissen wie das Wetter sich gestalten wird. Der Heereswetterdienst hat die anfordernden Stellen nicht darüber im Unklaren gelassen, daß es zurzeit leider nur in wenigen Fällen möglich ist, Vorhersagen auf mehrere Tage zu geben. Gelegentlich hat man aber immer wieder anzukämpfen gegen den Einfluß unverantwortlicher Phantasten, die sich aus Gründen aller Art den Anschein zu geben versuchen, als ob sie heute schon Leistungen vollbringen könnten, die erst nach langjähriger weiterer Forschung vielleicht möglich sein werden. Aber auch diagnostisch bestehen noch Schwierigkeiten, die sich bisher schon sehr unangenehm fühlbar gemacht haben. So wäre es z. B. außerordentlich erwünscht, Genaueres zu wissen über das Wesen und die Entstehung oberer Turbulenzonen; es sind viele Fälle bekannt geworden, in denen Schichten mit dieser eigentümlichen Bewegung für Flugzeuge undurchdringlich waren, den Flieger gefährdet und auch Unglücksfälle verursacht haben. Auch die Temperaturschichtungen in der Höhe mit ihren Begleiterscheinungen bedürfen weiterer Untersuchungen, zumal in bezug auf ihre Bedeutung für das Verhalten der Flugzeuge. Das gleiche gilt von der Struktur des Bodenwindes, dessen genauere Erforschung für alle Luftfahrer von großer Bedeutung ist. Über das Zustandekommen der verschiedenen Grade der Sichtverhältnisse wissen wir nur wenig und sollen doch für Luftschiffer und Flieger Sichtvorhersagen geben. Unsere aerologischen Beobachtungsmethoden sind für die praktischen militärischen Bedürfnisse nicht ausreichend und bedürfen der Verbesserung. Die Förderung unserer Kenntnis von den dynamischen Vorgängen bei der Wolkenbildung würde für den Flieger sehr wertvoll sein.

Für die eingehende Erforschung aller dieser Fragen werden sich die während des Krieges gewonnenen Beobachtungen des Heereswetterdienstes voraussichtlich als sehr wertvoll erweisen. Es liegt schon im gegenwärtigen Zeitpunkt ein so umfangreiches Beobachtungsmaterial vor, wie es bisher noch niemals erzielt worden ist! Die Heereswetterwarten führen zurzeit unter einigermaßen günstigen Verhältnissen täglich bis 1000 Pilotballonaufstiege aus. Dazu kommen gegenwärtig täglich bis 100 Fesselaufstiege mit Registrierbeobachtungen. Bei einer Reihe von Wetterwarten bei Fliegerverbänden in der Heimat sind seit einem halben Jahre aerologische Flugzeugaufstiege eingeführt, bei denen der

Meteorograph durch Flugzeuge in die oberen Luftschichten getragen wird. Die Fig. 3 und 4 zeigen, daß die jetzt erreichten Ergebnisse sehr befriedigen; es werden Kurven erzielt, die den bei Fesselaufstiegen gewonnenen an Klarheit und Deutlichkeit sicher nicht nachstehen.

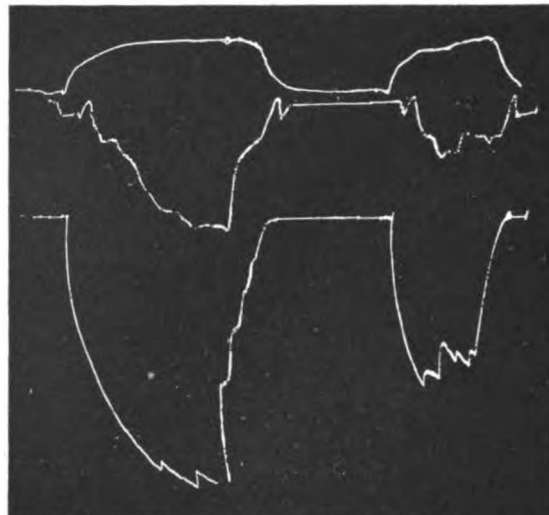


Fig. 3.

Sämtliche Armeewetterwarten und viele Feldwetterwarten arbeiten mit allen in der wissenschaftlichen Meteorologie zurzeit gebräuchlichen Registriergeräten und sind in bezug auf die Beobachtungen meteorologischen Stationen 1. Ordnung gleichzuachten. Die Beobachtungsergebnisse einschließlich der Originalstreifen der Registriergeräte werden gesammelt und aufbewahrt und im Frieden voraussichtlich einem zentralen militärmeteorologischen Archiv zugeführt werden. Um die

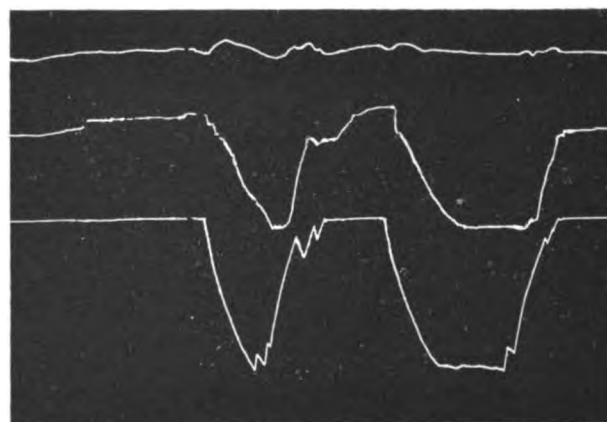


Fig. 4.

ausgiebige Ausnutzung der Beobachtungen des Heereswetterdienstes bei Instituten und Hochschulen zu ermöglichen, wird es aber erforderlich sein, das gesamte Material nach bestimmten Gesichtspunkten vorzubearbeiten, festzulegen und zu veröffentlichen. Es ist zu hoffen, daß die zu erwartende Ausbeute eine recht ergiebige sein wird, und daß die Lösung vieler meteorologischer Probleme dadurch eine Förderung erfährt.

Mit der Demobilisierung des Feldheeres wird auch der Heereswetterdienst in Friedensverbände überführt, denn auch im Frieden ist für das Heer ein von militärisch voll verantwortlichen, besonderen Verbänden ausübender täglicher meteorologischer Dienst erforderlich, und außerdem ist die Leistungsfähigkeit des Heereswetterdienstes im Falle eines künftigen Krieges sicherzustellen. Seine Friedensaufgabe wird es sein, diagnostisch, prognostisch und beratend tätig zu sein, und eine künftige Mobilmachung in bester Weise vorzubereiten.

Wir dürfen hier darauf verzichten, die meteorologischen Bedürfnisse des Friedensheeres eingehend nachzuweisen; sie

ergeben sich unmittelbar aus der im Kriege hervorgetretenen Notwendigkeit der meteorologischen Versorgung des Heeres. Es erübrigt sich aber nicht, schon heute nachdrücklich darauf hinzuweisen, daß der Flieger in Zukunft an den Heereswetterdienst höhere Anforderungen stellen muß als bisher. Es ist hin und wieder die irrümliche Meinung laut geworden, der Flieger werde allmählich den Wetterdienst entbehren können. Hier liegt eine Verwechslung vor; der Flieger wird künftig sicherlich Maschinen haben, die auch solchen Witterungsverhältnissen trotzen, die jetzt noch unüberwindliche Schwierigkeiten bereiten; er wird vom Wetter unabhängiger sein als jetzt, aber nicht von dem Wetterdienst! Denn in den nächsten Jahren werden wahrscheinlich von dem Flieger noch höhere Leistungen gefordert werden als heute. Man wird ihm Geschwindigkeiten zumuten, zu deren Erreichung er alle Feinheiten in der Bewegung und Schichtung der Atmosphäre berücksichtigen muß; er wird viel länger in der Luft bleiben als jetzt — gewissermaßen in der Luft wohnen — und seine Unternehmungen räumlich bedeutend erweitern. Das setzt voraus, daß er die zeitlichen und räumlichen Änderungen der Witterungsverhältnisse vorher kennt und schon von vornherein seinen Aktionsplan zu ihnen in Beziehung setzt. Für den Flieger gibt es eigentlich keinen Frieden wie für andere Truppen. Seine Tätigkeit setzt ihn dauernd erhöhter Lebensgefahr auch im Frieden aus. Aus der Kostbarkeit der Menschenleben resultiert die Pflicht, Unglücksfälle und Menschenverluste beim Fliegen durch sorgfältige meteorologische Schulung und Beratung und durch einen zuverlässigen Warnungsdienst auf eine unvermeidliche Mindestzahl einzuschränken. Alle großen kriegsmäßigen Übungen der Flieger bedürfen aber auch schon um der Erreichung ihres militärischen Zweckes willen der gründlichen meteorologischen Vorbereitung. Eine sehr wichtige Aufgabe des Heereswetterdienstes wird im Frieden auch die Erteilung von Unterricht in der Meteorologie an alle Offiziere der Luftstreitkräfte darstellen. Sie werden in eingehenden Kursen gründlich in die Kenntnis ihres Elementes einzuführen sein. Ebenso ist für den Luftschiffer die Einführung in die Meteorologie besonders seiner Freiballonfahrten wegen wichtig. Gastruppen und artilleristische Befehlsstellen und Kommandobehörden werden im Frieden im wesentlichen alle dieselben Anforderungen an den Heereswetterdienst stellen wie jetzt im Kriege.

Für die Erfüllung all dieser Aufgaben im Frieden sind besondere Heereswetterdienstverbände erforderlich, die in ihrer Gesamtheit die Heereswetterdiensttruppe ausmachen. Ihre Leitung und Verwaltung wird der obersten Waffenbehörde der Luftstreitkräfte obliegen; ihr sind die Verbände, die den Schwerpunkt der Organisation darstellen — die Hauptwetterwarten des Friedens — unmittelbar unterstellt. Sie übernehmen den verantwortlichen Vorhersage-, Beratungs- und Warnungsdienst für ihr Gebiet. Hierfür gehen ihnen die Telegramme aus dem Meldebereich der deutschen Seewarte in Hamburg zu, außerdem die Beobachtungen eines dichteren Netzes innerhalb der künftigen Reichsgrenzen sowie aus den Deutschland unmittelbar benachbarten Ländern. Den Hauptwetterwarten fällt auch die militäremeteorologische Lehrtätigkeit für alle Truppen ihres Bezirkes zu. Sie pflegen das dauernde Einvernehmen mit den wissenschaftlichen Einrichtungen ihrer Standorte, um mit dem Fortgang der meteorologischen Forschung vertraut zu bleiben, und lassen sich die Beteiligung der Universitäten und Institute an der meteorologischen Lehrtätigkeit für die Truppe angelegen sein. Die Dienstbezirke der Hauptwetterwarten sind in erster Linie nach meteorologischen Gesichtspunkten abzugrenzen, für ihre Standorte sind Universitätsstädte zu wählen.

Der Hauptwetterwarte unterstehen alle übrigen Heereswetterdienstverbände ihres Gebietes. Das sind zunächst die militärischen Drachenwarten. Die Bedürfnisse der Truppe und die Bedeutung der aerologischen Beobachtungen für die praktische Wettervorhersage und für die weiteren Forschungen auf diesem Gebiete zwingen dazu, ein Netz von jetzt bestehenden Drachenwarten innerhalb der jetzigen Reichsgrenzen im Frieden beizubehalten. Diese Drachenwarten sind im Frieden in bezug auf Personal und Gerät so zu stellen, daß sie vollwertige Beobachtungstätigkeit leisten können. Die Wetter-

warten des Friedens werden bei allen Flieger- und Luftschiffveränden eingesetzt werden.

Ob über die Zahl dieser Verbände hinaus in dem Bezirk jeder Hauptwetterwarte noch Nebenstellen der Hauptwetterwarten einzurichten sind, denen in erster Linie der Vertrieb täglicher Wetterkarten obzuliegen hat, hängt davon ab, ob den militärischen Hauptwetterwarten im Frieden auch die Ausübung des öffentlichen Wetterdienstes, also auch die Ausgabe täglicher Vorhersagen und Karten für wirtschaftliche Zwecke übertragen wird. Schon aus Gründen der Sparsamkeit würde eine solche Regelung vorteilhaft sein, wenn sie auch für die Organisation des Heereswetterdienstes im Frieden im übrigen von nebensächlicher Bedeutung ist.

Dagegen wird größter Wert darauf gelegt, daß dem Heereswetterdienst aus benachbarten Ländern in gleicher Weise wie aus dem Gebiet des Deutschen Reiches regelmäßig sowohl, wie auch außerterminlich auf Anfordern oder bei außergewöhnlichen Witterungserscheinungen Meldungen von Bodenstationen und auch von Drachenwarten zugehen. Gerade die Erweiterung des aerologischen Netzes über die Grenzen des Reiches hinaus wird für die Erforschung des Prognosenproblems von ganz besonderer Bedeutung sein. Hoffentlich führen Schritte zur Verwirklichung dieses Planes in der erwünschten Weise zum Ziele!

Der Heereswetterdienst des Krieges wird in den Frieden hinübergehen mit dem aufrichtigen Gefühl der Dankbarkeit gegenüber der wissenschaftlichen Meteorologie, die die Voraussetzungen für seine Arbeitsfähigkeit in jahrzehntelanger, erfolgreicher Tätigkeit vor dem Kriege geschaffen hat. Er hofft, zur weiteren Erforschung der heute noch der Lösung harrenden Probleme nach Kräften beitragen zu können.

Ein Beitrag zur zeitgemäßen Ausgestaltung von Großbetrieben.

Von Jos. A. Wepřek.

Anläßlich der in manchen Tagesblättern immer wieder erörterten Frage der Vorbereitung zum Übergang in die Friedenswirtschaft und der unzähligen Versuche auf dem Gebiete der gründlichen Reorganisation von industriellen Großbetrieben, gebe ich nachstehend einige Vorschläge in gedrängter Form. Daß die bestehenden Betriebs- und Lohnverhältnisse in den allermeisten Unternehmungen veraltet und unhaltbar geworden sind, wird ja von verschiedenen maßgebenden Faktoren ohne weiteres zugegeben und wäre eine Neuorientierung auf diesem Gebiete nur zu begrüßen. Geeignete Vorschläge zur Beseitigung dieser Zustände sind wohl schon hie und da aufgetaucht, jedoch glaube ich, daß es wirklich erfolgreiche Organisatoren, welche selbst in der Lage sind, einen Großbetrieb neuzeitlich umzugestalten und auszubauen, wenige gibt und auch die wenigen sind selten praktisch tätig. Hier spricht nun ein Mann, welcher durch 15 Jahre hindurch in verschiedenen Unternehmungen Deutschlands und Österreichs praktisch tätig war, derzeit in einem der größten Eisenwerke beschäftigt ist und mancherlei Übelstände aus eigener Anschauung kennt.

Die heutige Großindustrie sollte sowohl aus ethischen als auch finanziellen Gründen endlich daran gehen, ihre Arbeiter und Beamten nach und nach zweckmäßig zur wissenschaftlich angewandten Ausnützung der eigenen Arbeitskraft und zum systematischen Zusammenarbeiten zu erziehen, um dadurch einen wirtschaftlich bessergestellten und zufriedenen Arbeiter- und Beamtenstand heranzubilden. Dies wäre das beste Mittel zur Beilegung der fortwährenden Kämpfe und Reibereien zwischen Kapital und Arbeit, welche ein friedliches Zusammenarbeiten unmöglich machen und dadurch den Aufschwung der Unternehmungen schädlich beeinflussen. Gleichzeitig soll man schon bei der Aufnahme von Arbeitern und Beamten auf Fähigkeiten und Tüchtigkeit jedes einzelnen achten und sollte der in vielen Unternehmungen grassierenden Protektionswirtschaft, durch Einstellen von unfähigen Leuten aus Verwandten- und Bekanntenkreisen, aus begreiflichen Gründen ein Riegel vorgeschoben werden.

Es ist eine wiederholt erwiesene Tatsache, daß die Interessen eines Unternehmens durch keinerlei Mittel mehr geför-

dert werden können als dadurch, daß möglichst viele Arbeiter und Beamte an den bezüglichlichen Angelegenheiten regen Anteil nehmen. Letzteren die Möglichkeit zu bieten, mitzuarbeiten und mitzuberaten, ist die Aufgabe der Betriebsleitung. In manchem gibt es schlummernde Kräfte und brauchen diese nur geweckt zu werden, um fruchtbar zu wirken. Bekanntlich geben Rechte auch Pflichten, sie erhöhen aber gleichzeitig das Verantwortungsgefühl und heben das Selbstbewußtsein. Ein guter Gedanke ist viel wert und kann derselbe unter Umständen durch zweckmäßige Behandlung einen Riesengewinn für das Unternehmen beinhalten. Es wäre daher empfehlenswert, ein Zentralbureau zu schaffen, an welches geeignete Vorschläge ohne Unterschied der Person gerichtet werden könnten und welches die Aufgabe hätte, das einlaufende Material zu sichten und Geeignetes von tüchtigen Fachleuten unparteiisch erproben zu lassen. Als Anerkennung für erfolgreiche Tätigkeit auf diesem Gebiete und zum weiteren Ansporn sollten Prämien und Vorrücken in eine höhere Stellung dienen. Diese Einrichtung wäre nicht nur auf Erfindungen und Verbesserungen auf technischem Gebiete, sondern auch auf alle anderen Fächer auszudehnen. Hier könnte gleichzeitig die systematische Auslese unter der Arbeiter- und Beamtschaft Platz greifen mit dem Wahlspruch: »Der richtige Mann am rechten Platz und dem Tüchtigen freie Bahn und wohlwollende Förderung seiner speziellen Fähigkeiten im wohlverstandenen, ureigensten Interesse des Unternehmens.«

Nachdem über kurz oder lang die sog. wissenschaftliche Betriebsführung (System Taylor) kommen wird und als eine unerbittliche Folgeerscheinung unserer ganzen Entwicklung kommen muß, wäre es für fortschrittlich geleitete Unternehmungen hoch an der Zeit, unter strengster Beobachtung der bezüglichlichen Vorschriften und Anpassung an die jeweiligen Verhältnisse, mit der Schaffung der Grund- und Vorbedingungen für die Einführung dieses Systems zu beginnen. Will man von vornherein einem Mißlingen dieses Planes und der damit verbundenen ungeheueren Arbeit aus dem Wege gehen, so heißt es, eine Richtschnur zum systematischen Aufbau dieser Methode festzulegen, welche in die drei Worte zusammengefaßt werden kann: Zentralisierung, Spezialisierung und Normalisierung.

Um nun ein Bild zu erhalten, auf welche Art und Weise die verschiedenen Betriebseinrichtungen neuzeitlich ausgestaltet werden sollen und auf welchem Gebiete dies zunächst rationell durchzuführen sich verlohnt, wäre ein statistisches Zentralbureau einzurichten. Dieses Bureau hätte sämtliche Daten nach den Hauptgruppen: Einkauf, Erzeugung, Verkauf und Lager, geordnet fortlaufend tabellarisch zu führen, ev. in graphischer Darstellung der Werksleitung in bestimmten Zeiträumen vorzulegen. Die hervorragende Wichtigkeit dieser Einrichtung wird jedem organisatorisch Wirkenden einleuchten.

Ferner fehlt es in vielen Großbetrieben an einem gut angelegten Zentral-Einkaufsbureau. Ein solches Bureau ist auf Grund der vom statistischen Bureau gesammelten Daten über den fortlaufenden Bedarf bzw. Verbrauch genau orientiert und können daselbst durch weitreichende Schlüsse und richtige Ausnutzung der jeweiligen Konjunktur bedeutende Ersparnisse gemacht werden. Dabei ist zu beachten, daß die Einkäufer in Gruppen eingeteilt werden und muß jeder derselben für die Qualität der von ihm zu beschaffenden Artikel verantwortlich sein. Dies kann jedoch nur dann der Fall sein, wenn jeder Einkäufer Spezialist auf demjenigen Gebiete ist, dem er vorsteht. Also einer kauft z. B. nur: Maschinen, Apparate, Aufzüge, Hebezeuge, Ketten, Kugellager, Kugeln etc., der andere: Schmieröle, Bohrer, Leuchtöle, Putzöle, konsistente Fette, Fettpackungen, Farben, Lacke etc.; wieder ein anderer: Leder, Treibriemen, technische Lederwaren, Seile, Transportgurte etc.; einer: Werkzeugstahl, Werkzeuge, Metalle, Schrauben, Muttern, Nieten, Splinte und andere Magazinartikel; einer: Kohle, Holz, Heizmaterialien etc.; einer: Kanaleinrichtungsgegenstände, Bureaubedarfartikel, Papier, Drucksorten usw. Nach diesen Gesichtspunkten wäre der Einkauf zu spezialisieren und muß auch jeder Einkäufer in der Lage sein, die von ihm besorgten Waren auf ihre Qualität hin zu untersuchen, so zwar, daß z. B. der Einkäufer der Öle und Fette: Viskosität, Flammpunkt, Fettgehalt und Stockpunkt;

der Einkäufer von Kohle etc.: den Heizwert; der Einkäufer von Leder etc.: Gerbung, Beschwerung, Reißfestigkeit, bei Seilen Bruchfestigkeit usw. feststellen kann.

Der Einkauf ist als besondere Vertrauensstellung sehr gut zu honorieren, damit der betreffende Einkäufer nicht durch materielle Sorgen zu Hilfsmitteln zu greifen braucht, um seine Lage zu verbessern. Von allen, auch wenig gangbaren Bedarfsartikeln ist am Betriebsorte ein ausgedehntes Lager zu halten, so daß alles von diesem abgefaßt werden kann, wodurch das zeitraubende und schwierige, oft kostspielige Beschaffen von nächster Stelle entfällt. Auf dem Gebiete des Einkaufes und der Lagerhaltung wird leider überall noch viel gesündigt.

In vorstehender Weise wären weiter zu organisieren: Ein Werksinspektorat, welchem je nach Größe des Unternehmens ein, zwei oder mehrere ganz besonders begabte und auf diesem Gebiete erfolgreich tätige Personen angehören und welche die Aufgabe hätten, in sämtlichen Betrieben des Werkes ungehindert Nachschau zu halten und alle vorhandenen Fehler und Mängel ohne irgendwelche Rücksichtnahme und Parteilichkeit aufzudecken.

Ein Arbeiter-Unfallverhütungsbureau, welches jeden Unfall strengstens untersucht und einem Wiedervorkommen desselben mit geeigneten Mitteln entgegenwirkt, bzw. solche durch zweckentsprechende Sicherheitsvorkehrungen ganz unmöglich macht.

Ein Fachinspektorat, dem nur tüchtige und erfahrene Fachleute angehören dürfen und welche in sämtlichen Abteilungen des Werkes nur die Kontrolle, Reparatur und neuzeitliche Ausgestaltung der betreffenden Anlagen in die Hand zu nehmen hätten. Z. B.: Ein Fachinspektor für alle Dampfmaschinen, Dampfturbinen, Kesselanlagen, Feuerungen; einer für: Krane, Aufzüge, Winden, Hebezeuge, Flaschenzüge; einer für: Elektrische Motoren, elektrische Beleuchtung, elektrische Teile von Anlagen und Maschinen, elektrische Leitungen; einer für: Druckluftlokomotiven, Kompressoren, Gebläse, Drucklufthebezeuge, Preßluftwerkzeuge und Leitungen, Pumpen, hydraulische Maschinen; einer für: Transmissionen, Vorgelege, Antriebe, Riemen- und Seilgetriebe; einer für: Verbrennungsmaschinen, als Gas-, Benzin-, Petroleum- und Rohölmotoren, Kraftwagen; einer für: sämtliche Schmierungen, Packungen und Dichtungen; einer für: Verkehrs- und Transportmittel; einer für: Eis- und Kältetechnik, Kühlanlagen; einer für: Rettungswesen und Feuerschutz usw. Diese Organe hätten nur auf ihren Spezialgebieten zu wirken und das Beste vom Guten in Anwendung zu bringen. In größeren Werken wären den Fachinspektoren zur Unterstützung je nach Bedarf Fach- bzw. Betriebskontrolloren beizugeben. Was sich da bei richtiger Behandlung, Kontrolle und Ausbau auf jedem einzelnen Gebiete, z. B. durch möglichst allgemeine Einführung des Einzelantriebes zwecks Ersparnissen an Transmissionen, Vorgelegen, Kraft und Treibriemen — durch Einbau von Kugellagern zwecks Ersparnissen an Kraft, Schmiermaterialien und Abnutzung — durch Verwendung von richtigen Seilen, Ketten, Treibriemen und Transportgeräten, zwecks geringerem Verschleiß und Verhütung von Unfällen — durch ökonomische Verwendung von Schmiermaterialien — durch Einführung der automatischen Revision und Gegenkontrolle, durch rationelle Ausnutzung der Kraftanlagen und Feuerungen usw. für Ersparnisse machen ließen, liegt klar auf der Hand. Ein Lohn- bzw. Akkord-Inspektorat hätte für die Einführung und Kontrolle einheitlicher Lohn- und Akkordtarife Sorge zu tragen. Die Betriebsbuchführung ließe sich in vielen Unternehmungen systematisch vereinfachen und könnte dadurch manche Arbeit, Zeit und Geld erspart werden. Dasselbe gilt von der richtig durchgeführten Bezeichnung der Korrespondenz in weitverzweigten Großunternehmungen. Daherein gehört auch das Anlegen von Fehlerverzeichnissen und Kürzungstabellen zwecks Vereinfachung des schriftlichen Verkehrs zwischen den einzelnen Abteilungen und der Arbeiten zwischen den Zeichenbureaux und den Werkstätten. Ferner ist auch die gut funktionierende Zuweisung und Evidenzhaltung der einlaufenden und ausgehenden Post- und Bahnsendungen von Wichtigkeit. Aus diesem Grunde sollte schon in jeder Unterabteilung ein Bureau für die Eingangs- und Ausgangs-Überwachung vorhanden sein, welches alles, ganz gleich ob mit Post, Bahn, Wagen, Handwagen, Handgepäck etc. einlaufend oder ausgehend, in Evi-

denz zu halten hätte und ließen sich auch dadurch mancherlei Ersparnisse machen.

Ferner wären in jedem Betrieb, hauptsächlich für die gangbarsten Magazinartikel, Normalien-Bücher anzulegen, und den geänderten Verhältnissen Rechnung tragend, zweckmäßig auszugestalten. Als allgemeine Richtschnur für diese haben unbedingt die handelsüblichen Artikel und Warenbezeichnungen zu gelten, da man gegebenenfalls nur auf diese Weise rasch in den Besitz der benötigten Waren kommen kann und letztere auch bedeutend billiger zu stehen kommen, als wenn man dieselben erst nach Zeichnung oder Angaben extra anfertigen lassen muß.

In dieser Weise wird sich noch so manches verbessern und rationell ausgestalten lassen. Erst dann, wenn alles klappt und die Vorbedingungen zu weiterem Ausbau geschaffen sind, könnte vorsichtig mit der Aufstellung der grundlegenden Elemente für die Einführung der wissenschaftlichen Betriebsführung (System Taylor) begonnen werden. Die Zergliederung letzterer erstreckt sich bekanntlich auf Zeitstudien, Bewegungsstudien, Feststellung von Arbeitsnormalien, Einführung des Arbeits-Kettensystems, Differenzierung der Arbeitsgeräte, Normalisierung der Werkzeuge, Festsetzung eines Arbeitspensums, Ausscheiden der wirklich Unfähigen und langsames Hinübergleiten zum Differential-Lohnsystem nach Taylor durch Abbau der bestehenden Akkordlohnsysteme, unter denen besonders das System nach dem Alter der einzelnen Arbeiter abgestuft, als veraltet und ungerecht gelten muß. Die Festsetzung eines ohne Übermüdung erreichbaren Arbeitspensums gilt als das beste Mittel gegen das Hauptübel der bestehenden Betriebssysteme, d. i. das systematische Bummeln.

Die durch obiges System bedingte Verschiebung der unproduktiven Arbeit zuungunsten der produktiven Kräfte wird mancherorts vieles Kopfzerbrechen verursachen. Nach Frederik Winslow Taylor, bzw. dem bedeutendsten seiner erfolgreich tätigen Schüler, Frank B. Gilbreth, soll nun durch genaue Aufstellung von Vergleichs-, wie der Betrieb bisher arbeitete und wie nach Einführung der vorgeschlagenen Methode, ein klares Bild über die Vorteile der wissenschaftlichen Betriebsführung geschaffen werden.

Daß die Durchführung aller bezüglichen Arbeiten viel Zeit und Mühe erfordert und nicht von heute auf morgen vor sich gehen kann, wird jedem Praktiker ohne weiteres einleuchten. Die Zeitdauer schwankt für mittlere Betriebe bei intensiver Arbeit zwischen 6 bis 8 Jahren, für Großunternehmungen, für welche diese Zeilen eigentlich bestimmt sind, zwischen 8 bis 10 Jahren und darüber. Keinen Einsichtigen wird dies jedoch von der Einführung dieses Systems abhalten können und wird nur der Säumige den Schaden davontragen.

Der Fiat-Motor A 12.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

1. Allgemeines.

Der »Fiat« (Abkürzung für die Firma »Fabricca Italiana di Automobili di Torino«) ist ein 6 Zylinder-Standmotor in Reihenanordnung entsprechend der üblichen Bauart unserer führenden deutschen Motoren. Mit diesen hat er auch die normale Drehzahl, nämlich 1400 in der Minute, gemein. Der Zylinderdurchmesser beträgt 160 mm, der Hub 180 mm, was mit den Hauptabmessungen des 260 PS Mercedes genau übereinstimmt. Das Hubvolumen eines Zylinders berechnet sich zu 3,62 l; das Gesamtvolumen aller 6 Zylinder beträgt demnach 21,71 l. Der Verdichtungsgrad $\frac{v_h + v_c}{v_c}$ wurde zu 4,65 ermittelt. Bei der normalen Drehzahl = 1400 in der Min. wurde eine Bremsleistung von 253,7 PS erzielt, entsprechend einem mittleren effektiven Arbeitsdruck von 7,5 kg/cm² und einem Drehmoment von 129,5 mkg; der Benzinverbrauch betrug hierbei 57 kg/st = 225 gPS/st (s. Diagramm 1 u. 2). Der Motor macht einen recht vorteilhaften äußeren Eindruck. Die größte Länge des Motors (einschl. Propellernabe) beträgt 1840 mm, die größte Breite (einschl. der Vergaserblechkapsel) 630 mm, und die größte Höhe (einschl. Kühlwasserpumpe) 1160 mm.

2. Zylinder (Abb. 1 und Tafel IV).

Die Zylinder sind als Einzelzylinder ausgeführt, mit dem Befestigungsflansch sowie dem gewölbten Boden aus einem Stahlstück gepreßt, und sowohl innen wie außen bearbeitet. Die Wandstärken betragen: In dem vom Kühlwasser umspülten oberen Teil 3 1/2 mm, in dem nicht ummantelten unteren Teil 4 1/2 mm. Im Boden des Zylinders sind je zwei Einlaß- und Auslaß-Ventilsitzkörper von 52 mm lichtem Durchmesser ohne Gewinde eingepaßt und mit den Paßwülsten verschweißt. Diese Körper sind, wie üblich, im Gesenk geschmiedet und ausgebohrt bzw. ausgefräst. Der aus etwa 1,4 mm starkem Eisenblech bestehende Kühlmantel ist in seinem zylindrischen Teil aus zwei Hälften hergestellt und aufgeschweißt. Das den Zylinderkopf oben umhüllende Mantelstück ist besonders gepreßt und aufgeschweißt. Die 98 mm langen Ventillführungen sind nach dem Vorbild des Mercedes-Motors zu einander geneigt und aus Bronze hergestellt. Über den aus dem Kühlmantel herausragenden Teil dieser Führungen sind schmiedeeiserne Büchsen geschoben, die an ihrem unteren Ende mit Federtellern verbunden sind; letztere stehen in einem Abstand über dem Kühlmantel, so daß dessen Wärme nicht auf die Federn übertragen werden kann. Auf die beiden aus dem Kühlmantel

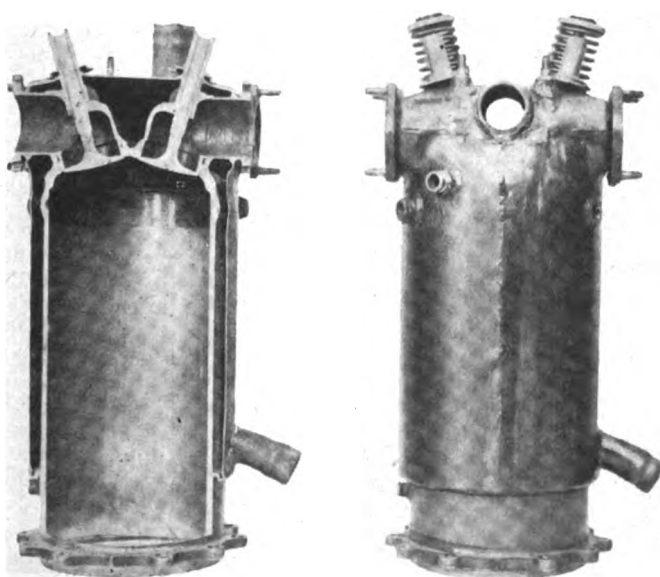


Fig. 1.



Fig. 2.

tel heraustretenden Einlaß-Rohrstutzen und ebenso auf die auf der anderen Seite als Zylinder aus dem Mantel herausragenden Auslaßrohrstutzen ist je ein gemeinsamer Flansch, der in der Mitte einen Steg hat, aufgeschweißt, an den die Gas- bzw. Ausblase-Rohrleitungen unter Zwischenlegung einer Kupferdichtung mit Asbesteinlage angeschraubt sind. Der am unteren Ende des Kühlmantels befindliche Kühlwasserzuflußstutzen besteht aus Stahlrohr und ist an den Mantel angeschweißt, während die am oberen Ende des Mantels in der Längsmittlebene des Motors angebrachten Kühlwasserabflußstutzen mit den daran sitzenden Dichtungskonen aus Rotguß hergestellt und an den Mantel angelötet sind. Auf beiden Seiten des Zylinders, nämlich unter den Einlaß- und dem Auslaßrohrstutzen, sind paarweise im Abstände von $\frac{1}{4}$ des Zylinderumfanges vier Gewindestutzen für die Zündkerzen angebracht, von denen jedoch zwei durch Gewindestöpsel verschlossen sind. Der Zylinder ist 13 mm tief ins Kurbelgehäuse eingelassen und mittels eines mit 10 Augen besetzten 10 mm starken Flansches durch $10\frac{7}{16}$ zöllige Schrauben mit diesem verbunden. Das Gewicht des Zylinders ohne Kühlwasser beträgt 14,77 kg, dasjenige des Kühlwasserinhaltes 2,50 kg. Das Gesamtgewicht ist also 17,27 kg, entsprechend $\frac{17,27}{255} = 0,416$ kg pro PS.

3. Kolben (Abb. 2—3) und Tafel IV.

Konstruktion: Der Kolben ist aus Aluminium gegossen; zur Gewichtsverminderung sind 6 Bohrungen von 12 mm und 8 Bohrungen von 10 mm angebracht. Die Laufläche ist durch

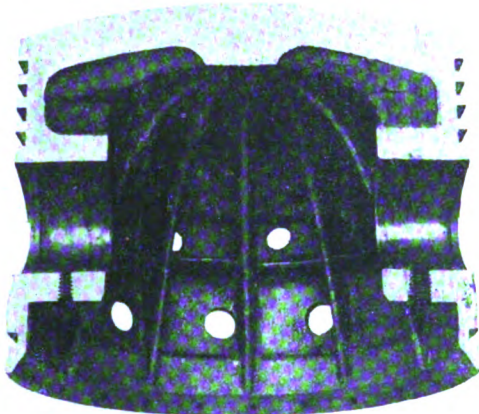


Fig. 3.

eine ringsherumlaufende Aussparung von 31 mm Breite stark vermindert und beträgt ca. 300 cm². Der Kolbenboden ist stark dimensiert (ca. 17 mm) und wird durch 12 radiale Rippen, die bis zum Rande gehen, versteift.

Zubehör: Es sind 4 Ringe und am unteren Rande eine

Ölabstreifung vorhanden, welche sämtlich ein Profil von 4×5 mm und schrägen Stoß haben; sie werden nicht durch Stifte o. dgl. in ihrer Lage festgehalten. Zum Ölabfluß sind unter dem vierten Kolbenringe sowie unter dem Ölabstreifring 24 Bohrungen von 2 mm angebracht. — Der Kolbenbolzen ist aus Stahl hergestellt, gehärtet und geschliffen; seine Wandstärke ist verhältnismäßig dünn und beträgt 3,5 mm. Die Auflagefläche im Guß ist 27 mm breit und die Befestigung erfolgt durch 2 Sicherungsschrauben.

Gewicht: Das Gewicht des Kolbens allein beträgt 2,140 kg, das des Bolzens 0,478 kg. Da die Kolbenfläche 201 cm² enthält, so ergibt sich das Verhältnis von Gesamtgewicht des Kolbens zur Fläche gleich 14,7 g/cm² und zur Zylinderleistung gleich 69,5 g/PS.

4. Pleuel (Abb. 4 und Tafel V).

Konstruktion: Die Pleuelstange besteht aus Stahl und ist bei einem Doppel-T-Querschnitt sehr schwach dimensioniert. Zur Erleichterung ist der Steg mit 6 Bohrungen von 24 mm versehen. Ebenso haben die 4 Bolzen des Pleuelstangendeckels Bohrungen von 5 mm.

Zubehör: Das Kolbenbolzenlager bildet eine Bronze-hülse; als Kurbelzapfenlager dienen zwei Lagerschalen aus Bronze, die mit Weißmetall ausgegossen sind. Beide Lager sind durch ein Ölrohr verbunden, das mit 3 Schellen am Schaft befestigt ist.

Gewicht: Die Stange ohne Lagerschalen ist sehr leicht und wiegt 3,075 kg; das Gesamtgewicht beträgt 4,250 kg. Der für die Berechnung der Massen wichtige Abstand s (d. i. die Entfernung des Schwerpunktes von der Mitte des Kurbelzapfenlagers) beträgt: 79 mm.

5. Kurbelwelle (Abb. 5 und Tafel V).

Die Kurbelwelle ist aus Stahl, 6fach gekröpft, und zwar sind die Kurbeln 1 u. 6, 2 u. 5, 3 u. 4 gleich gerichtet; sie ist 7mal im Ober- und Unterteil des Gehäuses gelagert. Die Abmessungen der Wangen, die nur roh geschrubbt sind, sind überall gleich. Die Länge der Kurbelzapfen beträgt 90 mm, die der Hauptlagerzapfen 44 mm. Die projizierte Fläche der letzteren (für die Lagerpressung) beträgt 28 cm². Bei einem höchsten Kolbendruck von 30 kg/cm² ergibt sich eine Flächenpressung von 107,6 kg/cm²; bei einer Umfangsgeschwindigkeit von 5,85 m/sec beträgt demnach die Reibungsarbeit 629,5 m/sec · kg/cm². Die Welle wiegt mit Zug- und Druckkugellager 68 kg.

6. Gehäuse (Abb. 6—7).

Das Kurbelgehäuse besteht aus Aluminiumlegierung; die Querwände für die Lager sind doppelt (von 4—5 mm Stärke) und mit Aussparungen versehen. Die Aufhängung des Motors erfolgt durch 4 mit je 3 Rippen besetzte Tragarme, die am Oberteil des Gehäuses angebracht sind. Bemerkenswert ist, daß kein Ölstumpf vorhanden ist; die Kupferrohre für die Schmierung sind ins Gehäuse eingegossen und, um Spannungen

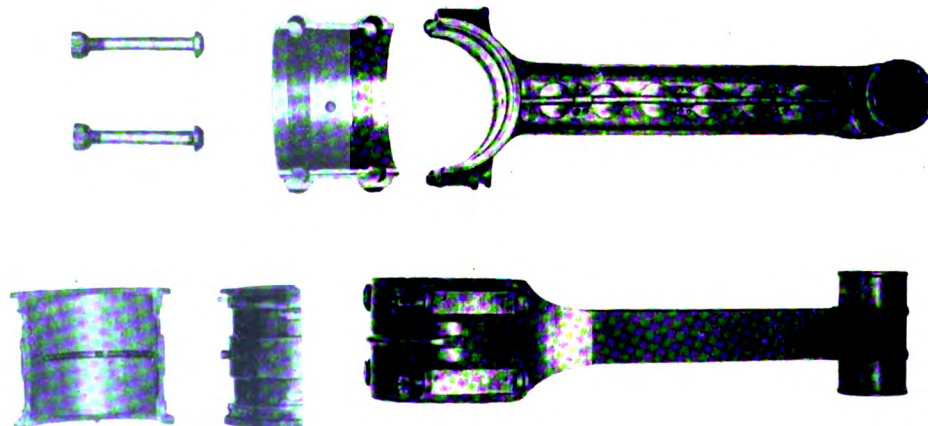
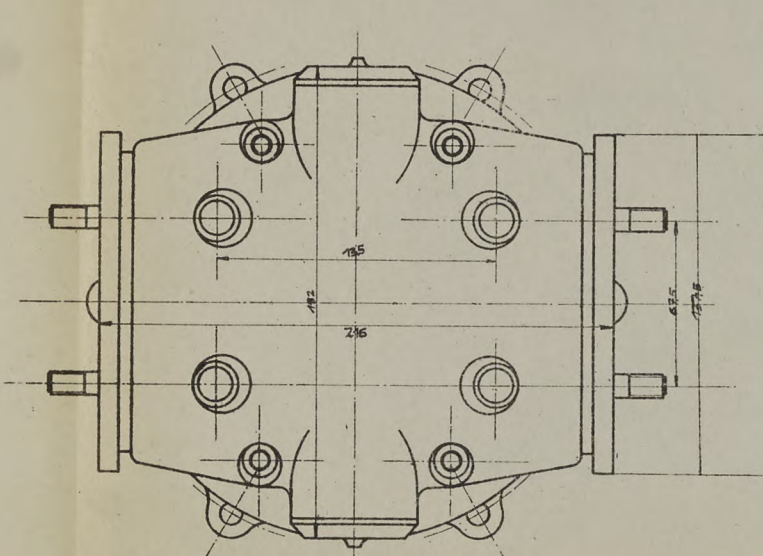
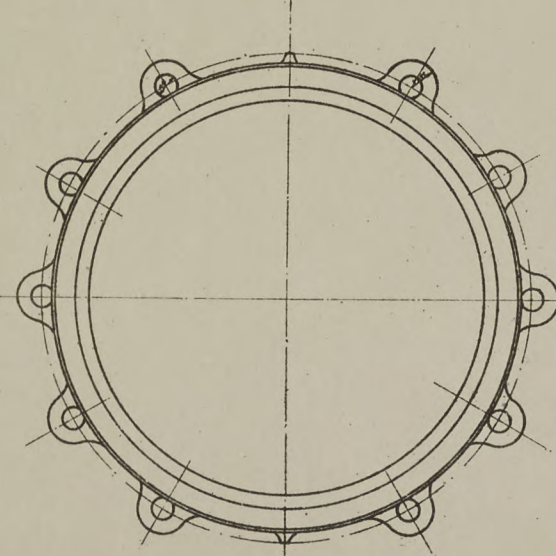
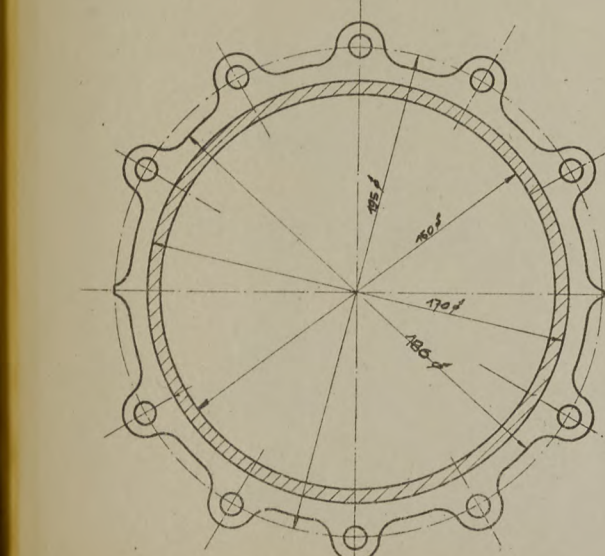
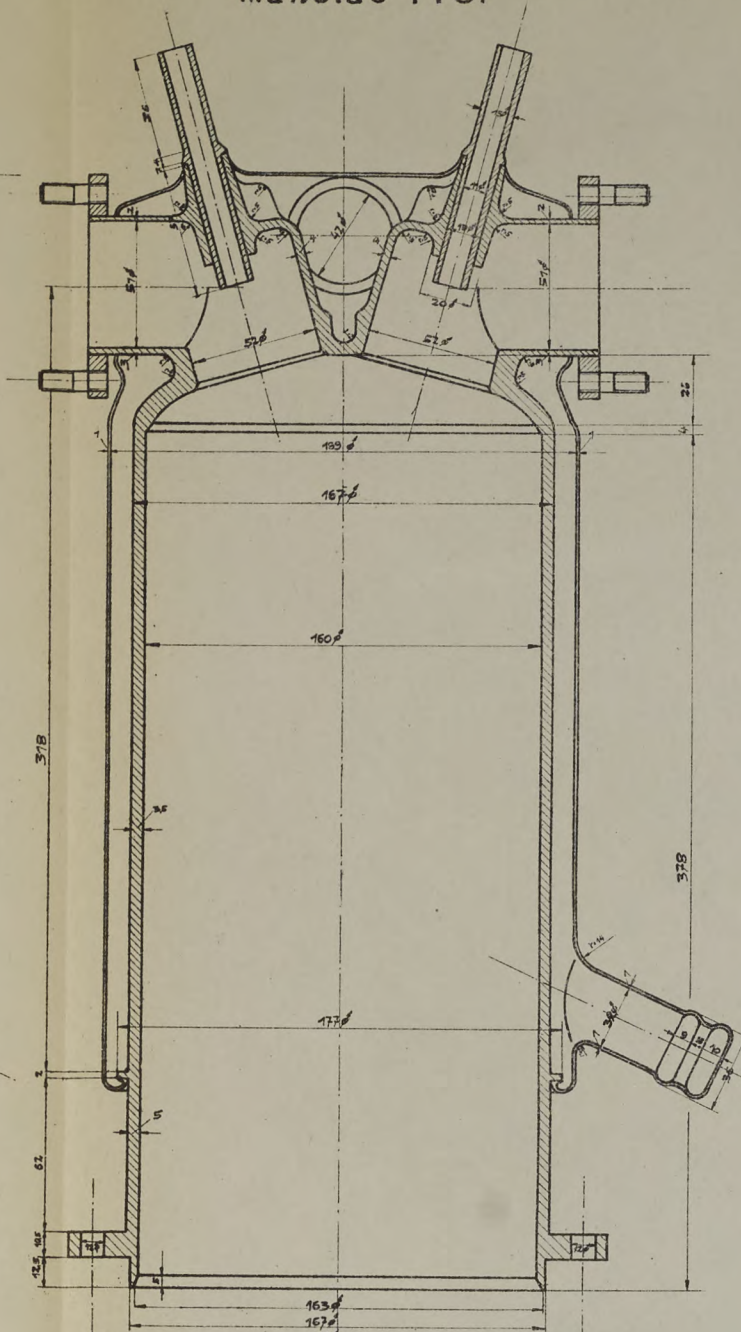
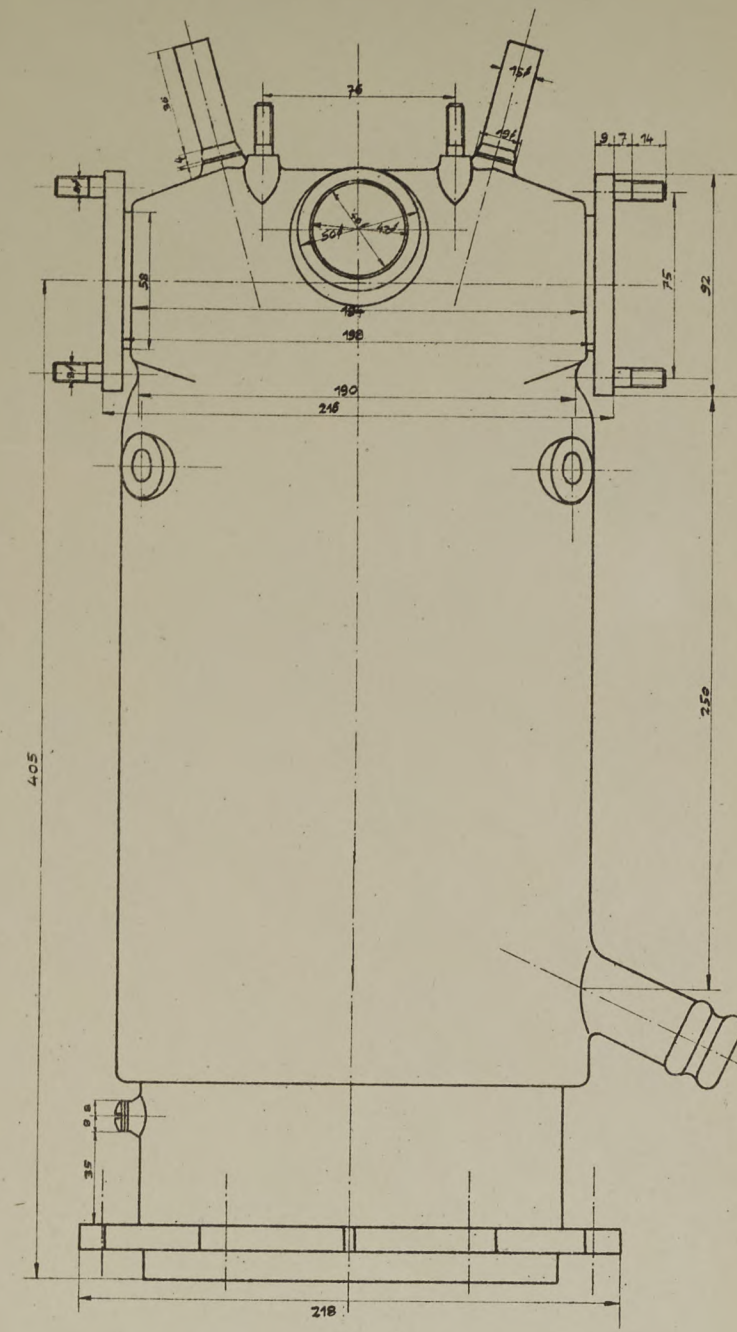
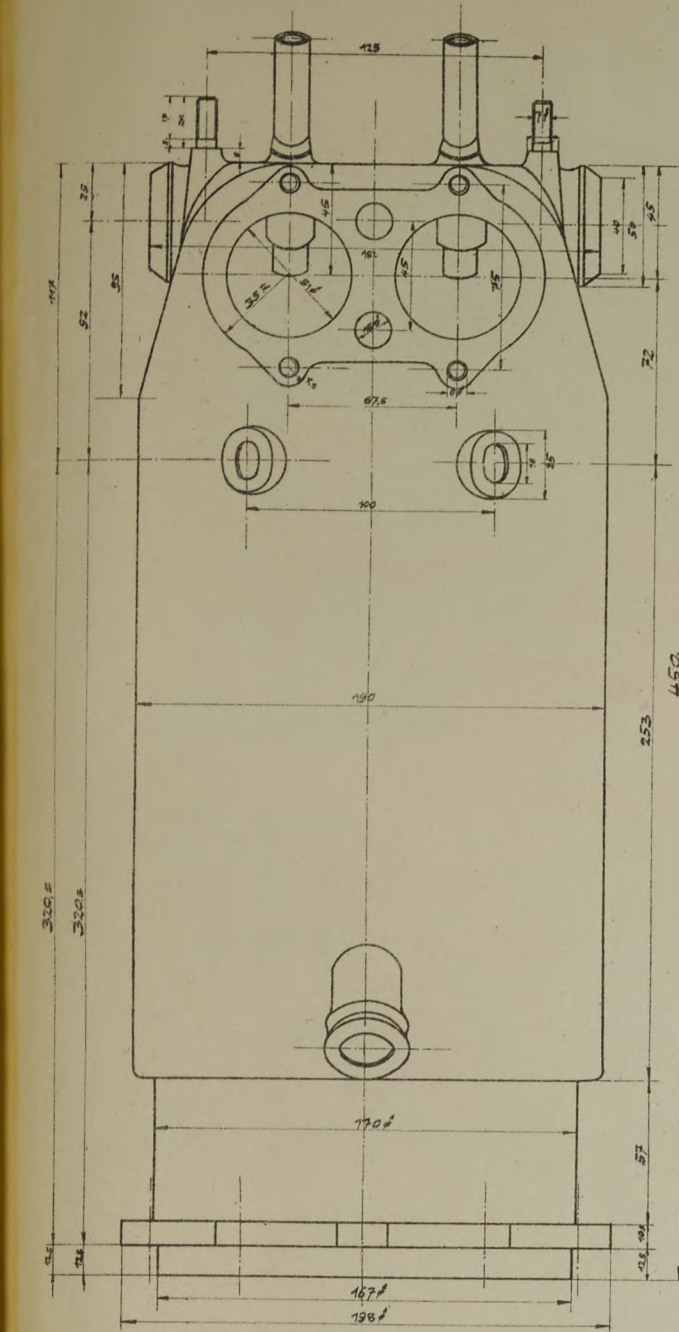


Fig. 4.

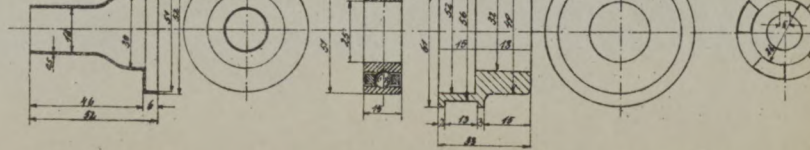
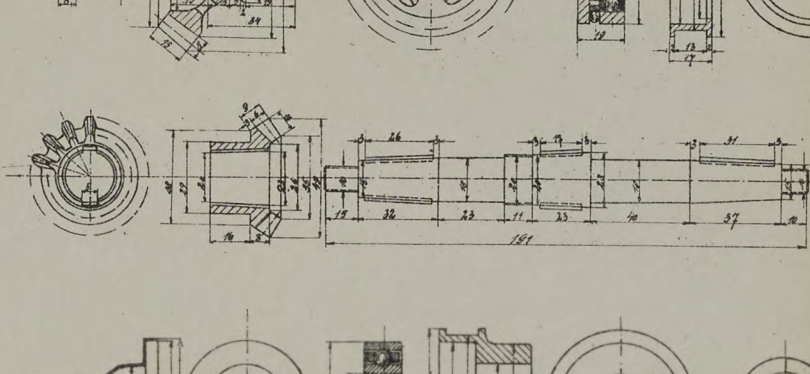
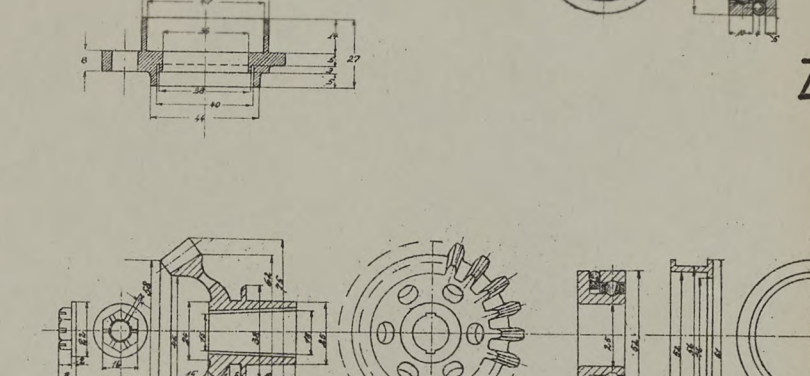
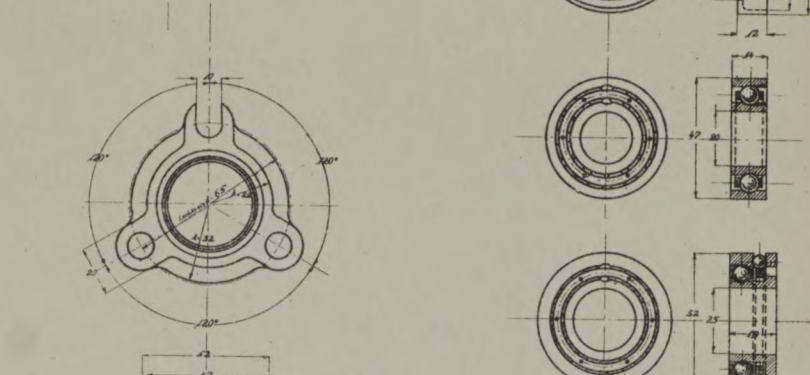
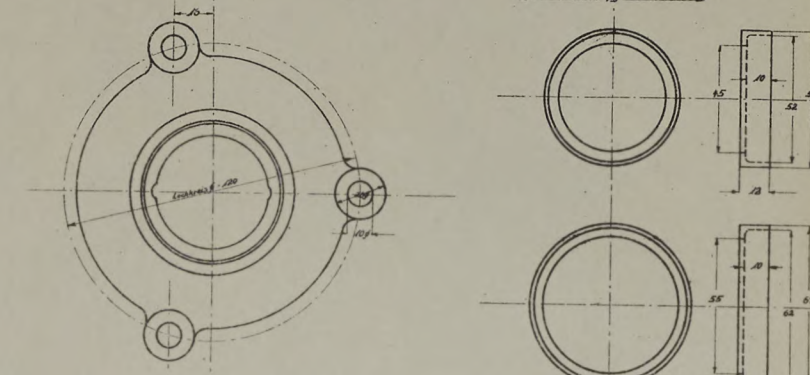
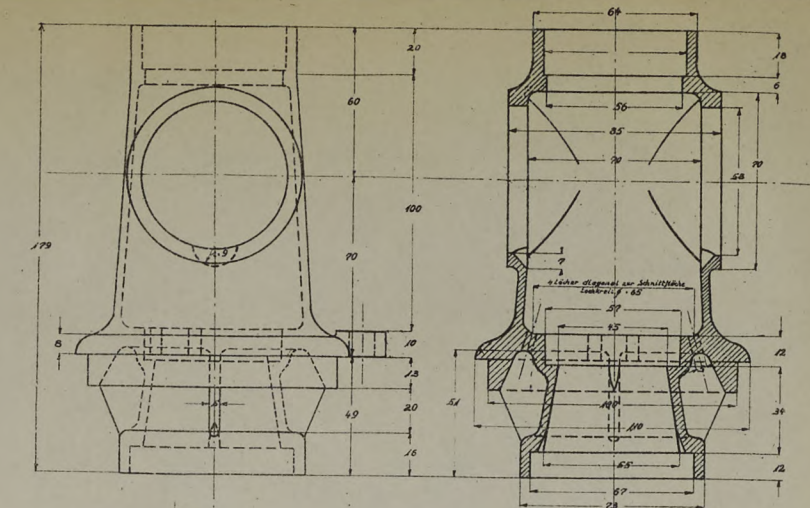
DER FIAT-MOTOR A12

VON JNG. S. HOFFMANN.

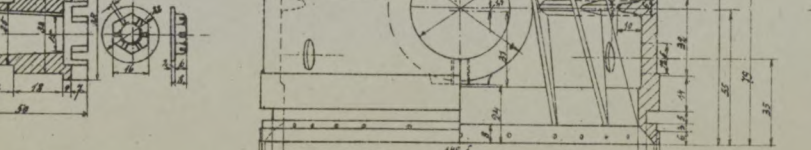
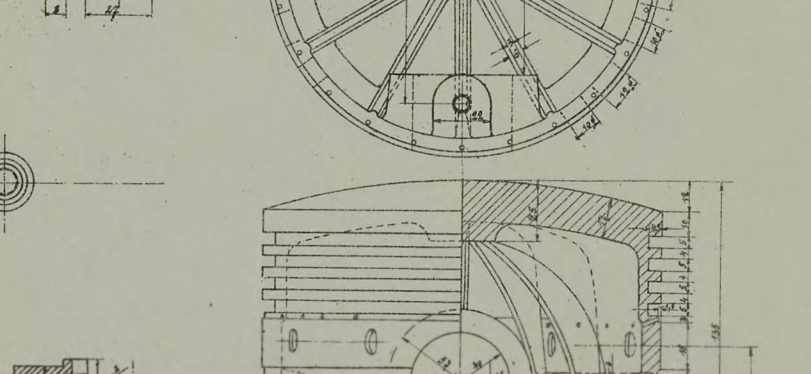
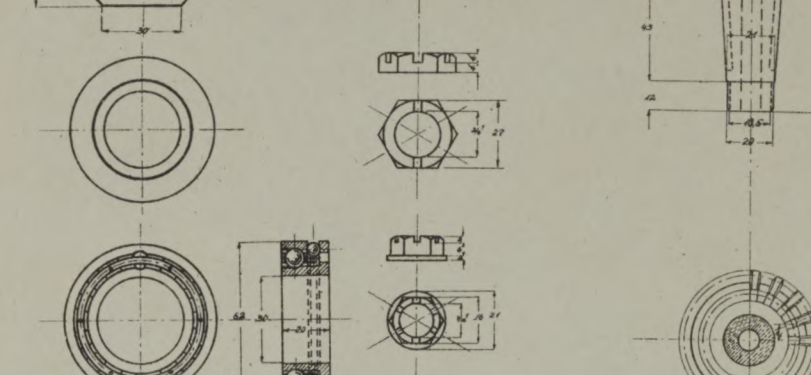
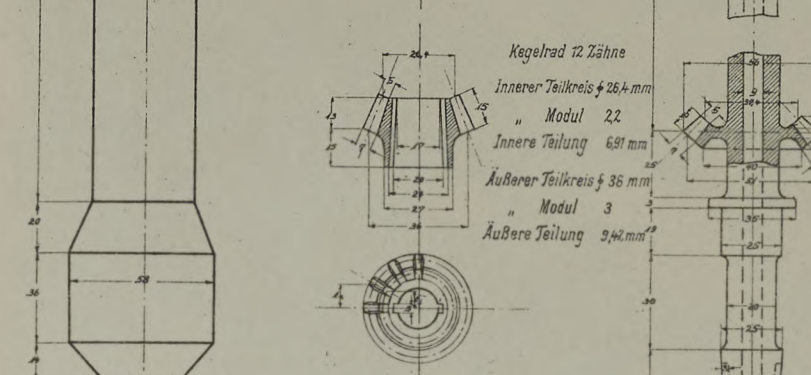
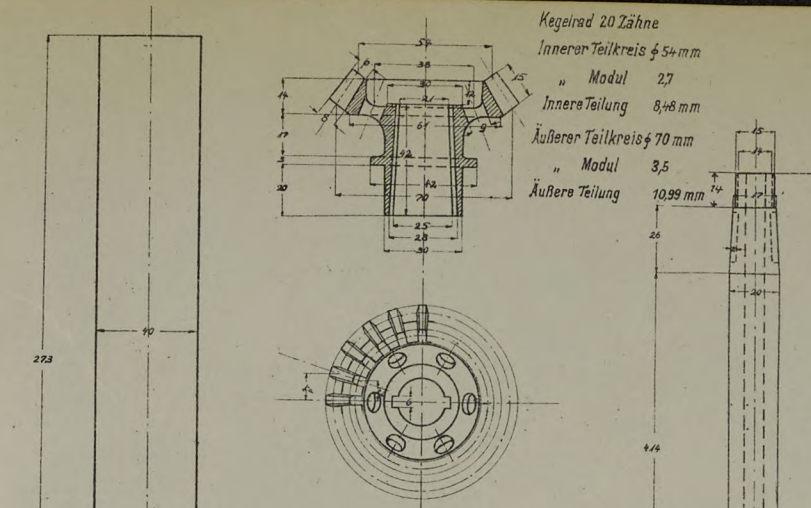
Maßstab 1:3.



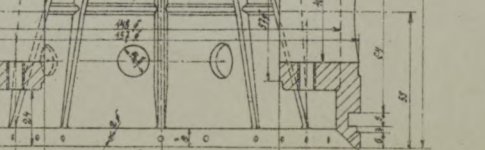
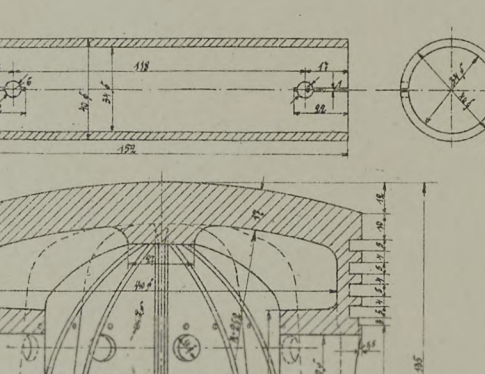
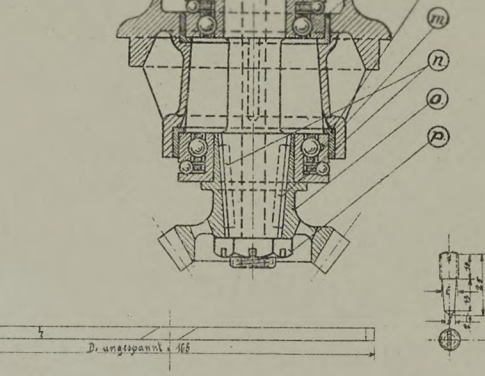
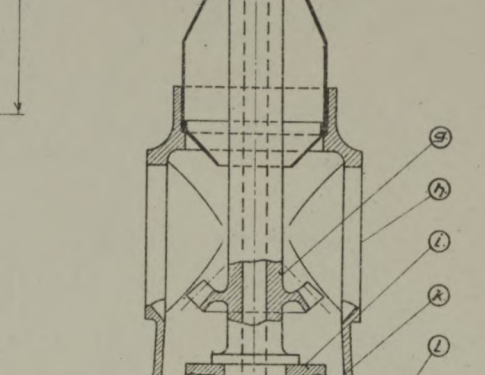
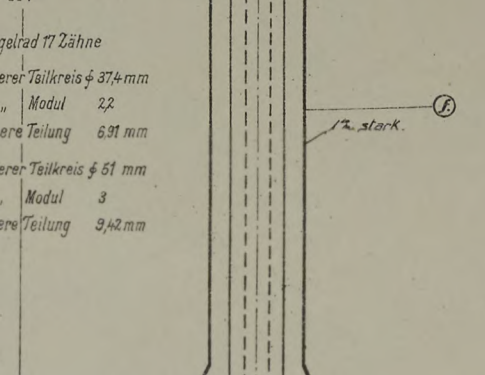
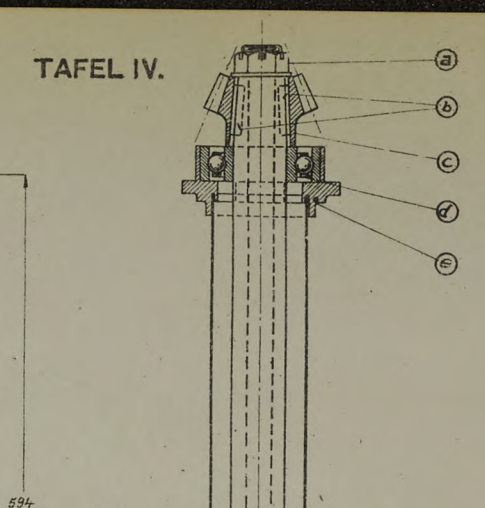
Zylinder.



Antriebwelle.



Zwischenwelle mit Verkleidung.



Kolbenschnitte.

TAFEL IV.

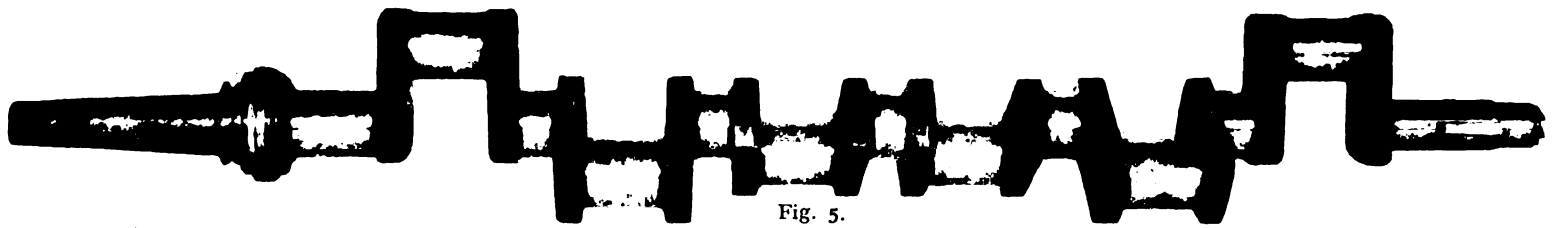


Fig. 5.

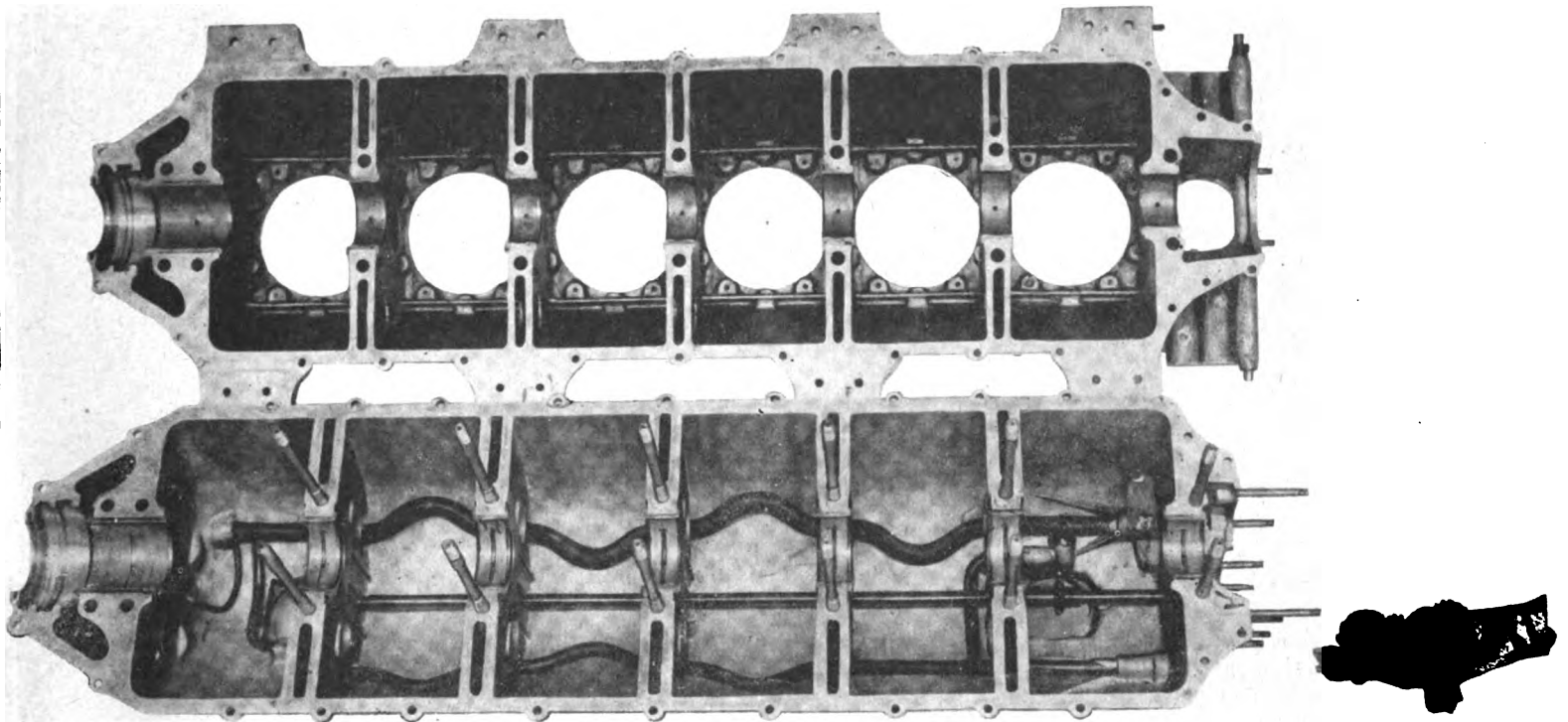


Fig. 6.

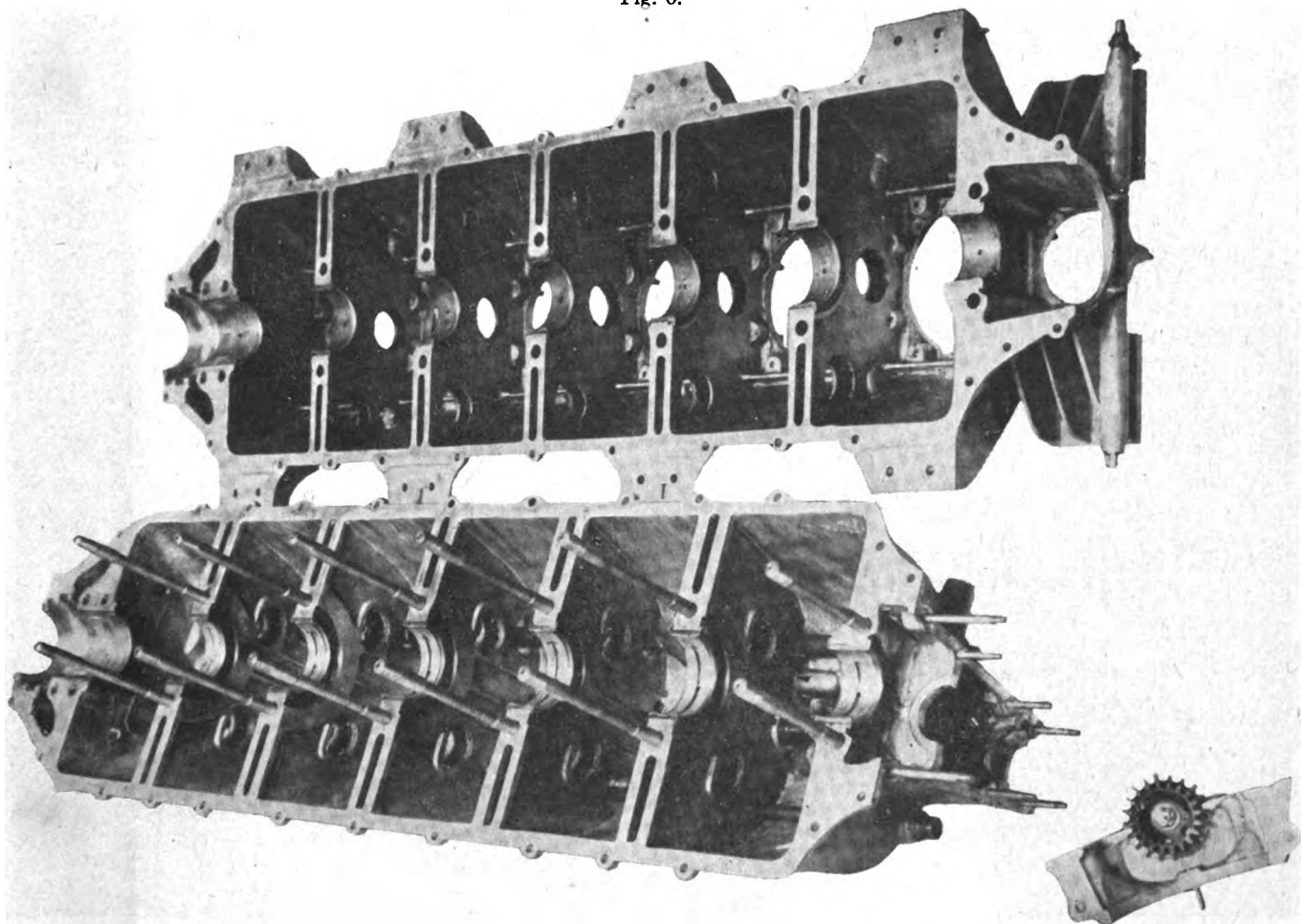


Fig. 7.

zu vermeiden, geschlängelt geführt. — Die Lagerschalen sind von Rotguß und mit Weißmetall ausgegossen. Die Lagerbreiten sowie alle sonstigen Abmessungen des Gehäuses sind aus beiliegender Skizze ersichtlich. Das Gewicht des Oberteils beträgt 43,5 kg; das des Unterteils 45g.k.3

7. Steuerung (Abb. 8—9 und Tafel IV u. VII).

Ventile: Schaft und Teller der Ventile, die in doppelter Zahl vorhanden sind, sind massiv ausgebildet. Der konische Sitz ist unter 30° geneigt und hat einen lichten Durchmesser von 52 mm und einen äußeren von 57 mm. Die Befestigung

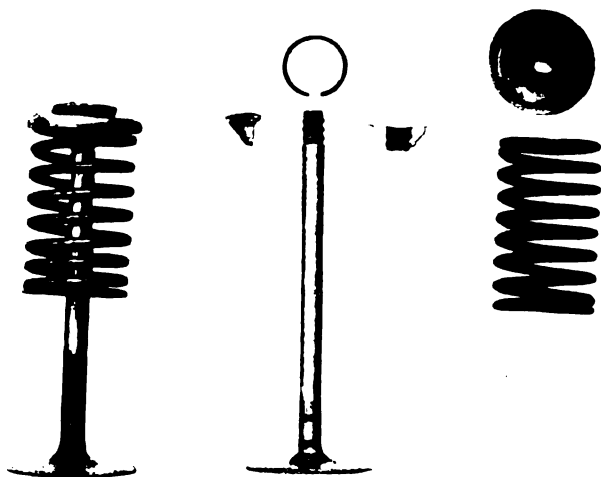


Fig. 8.

des Federtellers erfolgt in ähnlicher Weise wie beim Benz-Motor durch einen geteilten Kegel, der in die runden Wülste des Schaftes greift und durch einen Federring von 2 mm Stahldraht zusammengehalten wird. Der untere Federteller ist mit einer Hülse über die Führungsbüchse geschoben. Die Feder ist aus Stahldraht von 5 mm Durchmesser hergestellt und besitzt 8 Windungen vom mittleren Durchmesser von 42 mm; sie hat eine Anfangsspannung von 18 und eine Endspannung von 36 kg. Das Gewicht des Ventils allein beträgt 0,23 kg, das Gesamtgewicht mit Feder, Federteller und Befestigungskonus beträgt 0,52 kg. Die Steuerung der Ventile erfolgt nach folgendem Schema: Öffnen des Einlaßventils: 10° vor oberem Totpunkt. Schluß des Einlaßventils: 50° nach unterem Totpunkt.

Öffnen des Auslaßventils: 45° vor unterem Totpunkt.

Schluß des Auslaßventils: 15° nach oberem Totpunkt.

Nockenwelle: Die Nockenwelle ist wie beim Mercedes-

Motor ausgeführt und über jedem Zylinder zweimal gelagert. Jeder Nocken betätigt mittels Kipphebel 2 Ventile. Das zweiteilige Nockenwellengehäuse ist aus Rotguß hergestellt; die beiden Teile sind durch Flansche verbunden.

Antrieb: Der Antrieb der Nockenwelle erfolgt in der gebräuchlichen Weise durch eine Vertikalwelle mittels Kegeleräderpaare. Die Welle besteht aus 2 Teilen, die durch eine Klaue gekuppelt sind; hierdurch wird eine bequeme Montage ermöglicht, ferner werden Dehnungsspannungen vermieden. Beide Teile sind in Kugellagern gelagert.

8. Vergaser und Gasverteilung (Abb. 10—11 und Tafel VI).

Der Vergaser ist nach dem Vorbild des Mercedes-Vergasers als Doppelvergaser mit Gewichtsregler für die Zusatzluft sowie mit Drehschiebern als Gemisch-Drosselorganen ausgeführt. Der lichte Querschnitt der Lustdüse beträgt $13,32 \text{ cm}^2$, die ideelle unter Annahme eines volumetrischen Wirkungs-

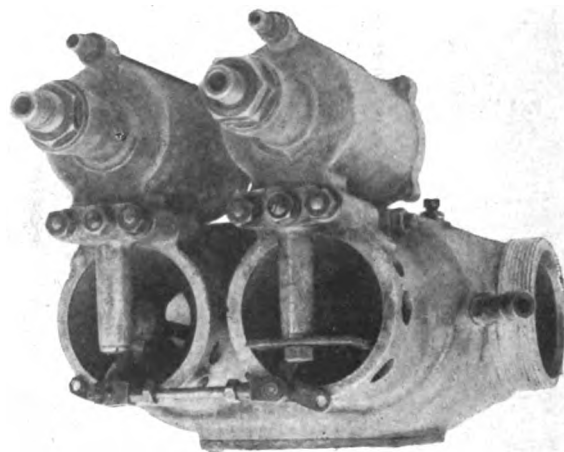


Fig. 10.

grades = 1 errechnete mittlere Luftgeschwindigkeit in dieser Düse ist demnach rund 127 ms (bei einer mittleren Kolbengeschwindigkeit = 8,4 m/sec entsprechend einer Drehzahl = 1400 Umdr./min). Durch eine über die eigentliche Benzindüse von überreichlich bemessenem Querschnitt (2,6 mm) geschobene und auf ihr mittels Steilgewinde durch Drehung in axialer Richtung verstellbare Regelungshülse, an deren Spitze ein Drosselkegel angebracht ist, kann der Benzinaustritt je nach dem barometrischen Druck und den sonstigen atmosphärischen Einflüssen vom Flugzeugführer geregelt werden.

Außer dieser regelbaren Hauptdüse ist für jede der beiden Vergaserhälften noch eine besondere Leerlaufdüse in der bekannten Weise vorgesehen. Ebenso ist für jeden der Ver-

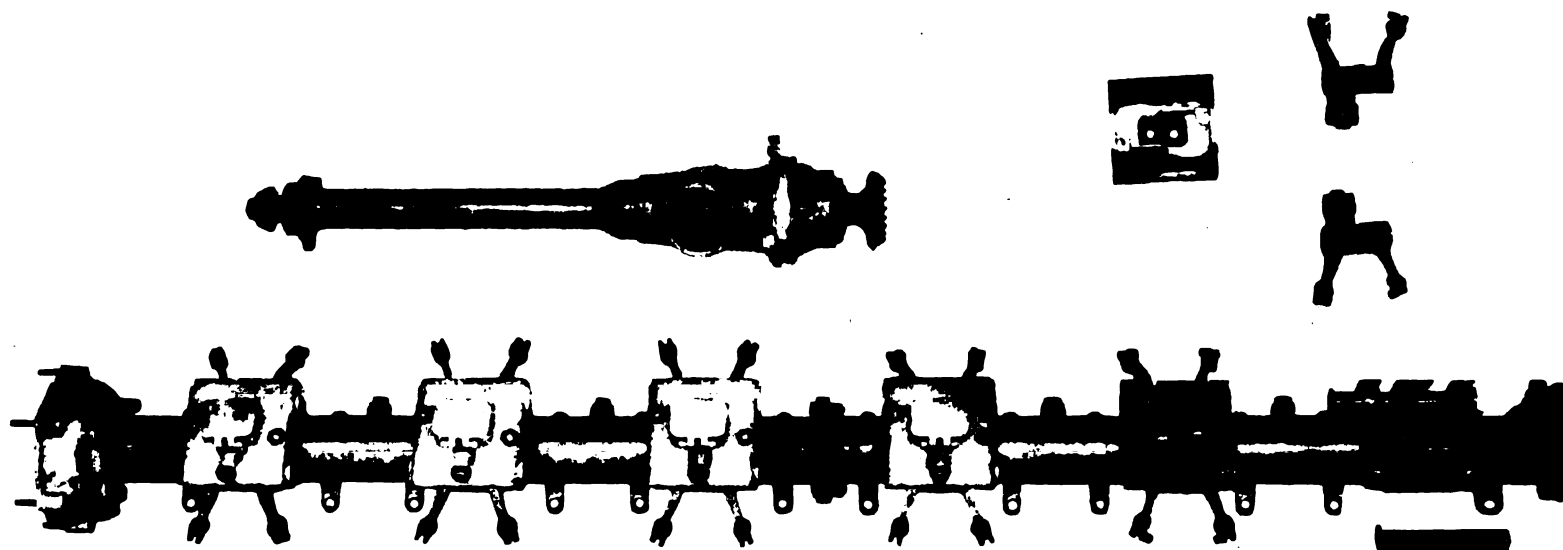


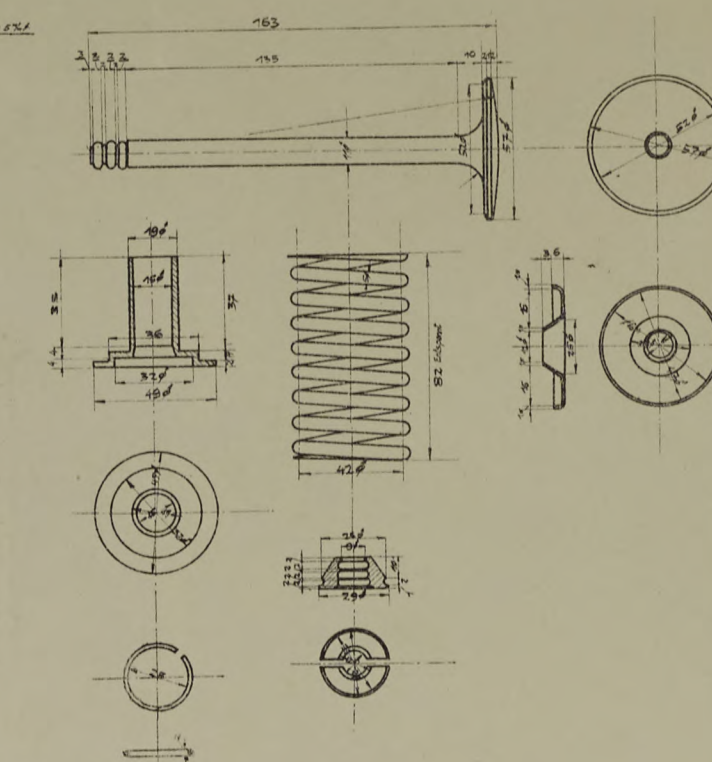
Fig. 9.

DER FIAT-MOTOR A12 VON JNG. S. HOFFMANN.

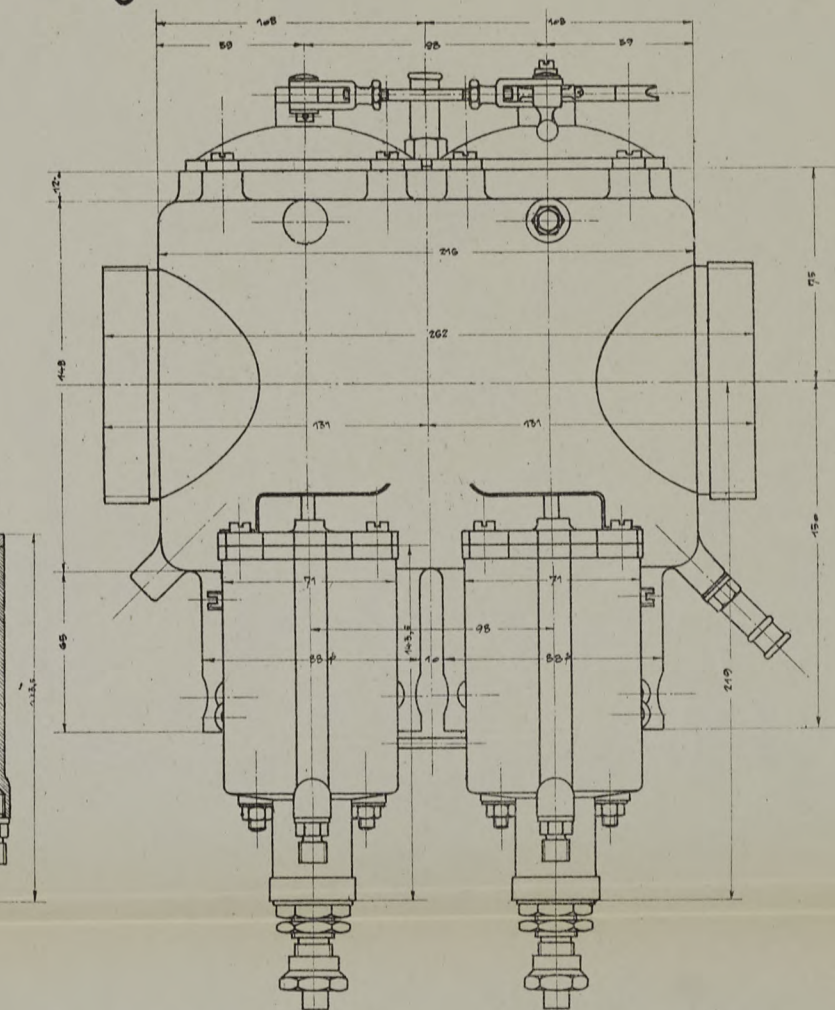
Wasserpumpe.

Maßstab 1:3.

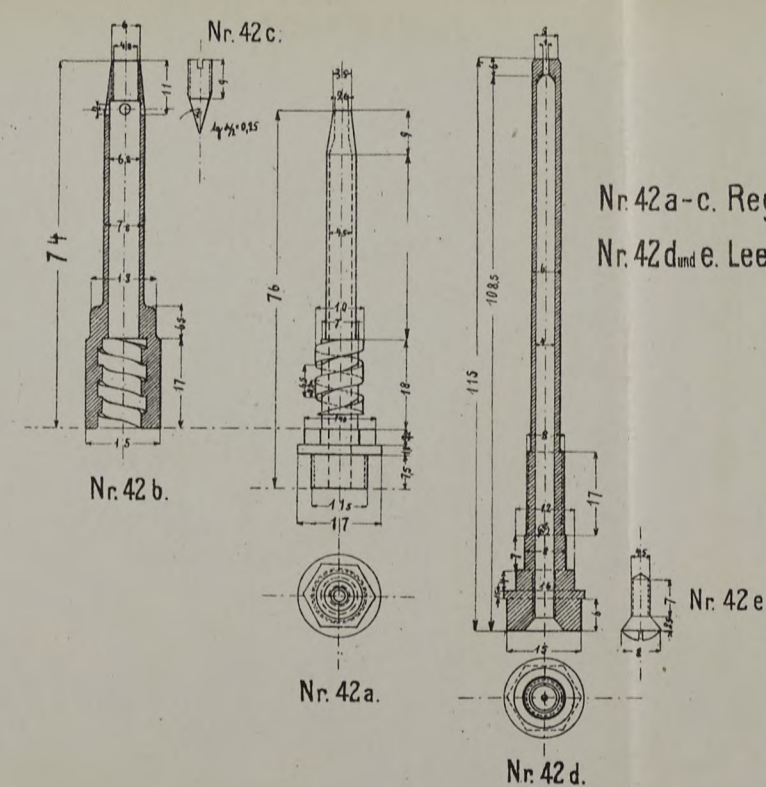
Ventile.



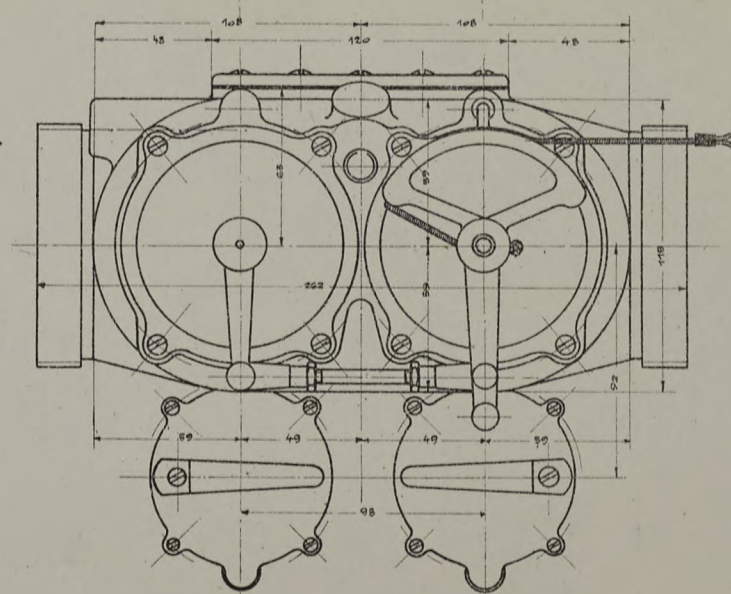
Vergaser.



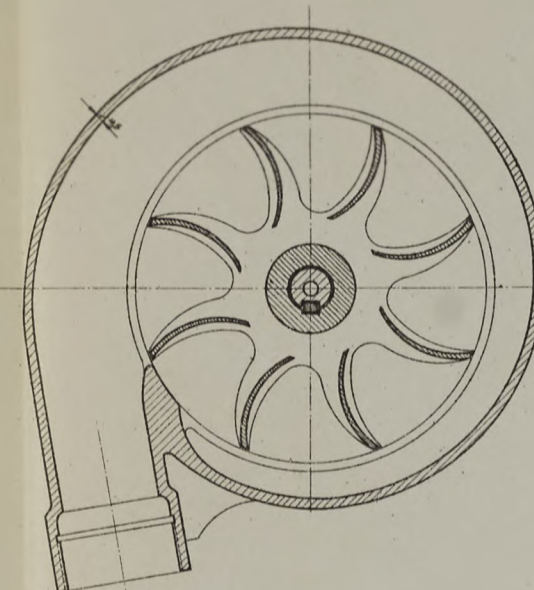
Vergaser.



Nr. 42a-c. Regelbare Benzindüse.
Nr. 42d und e. Leerlaufdüse.

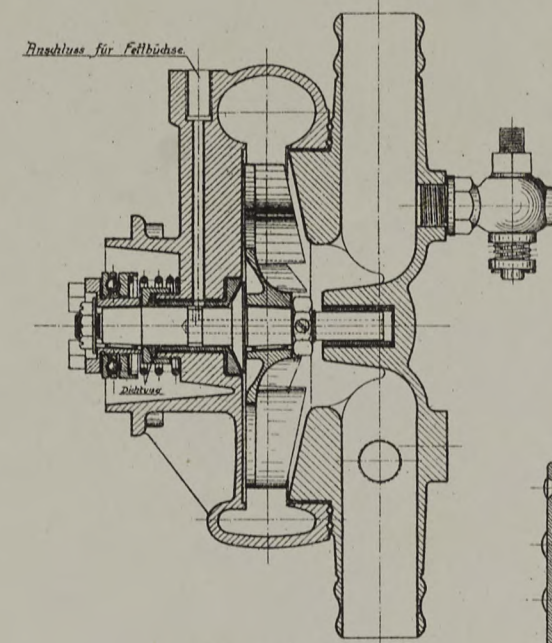


Zusammenstellung.

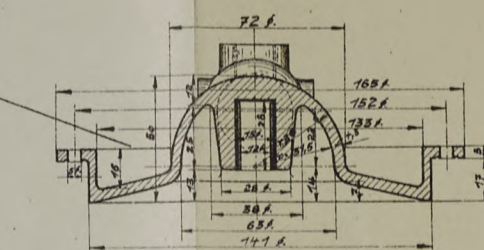


Schnitt G-H

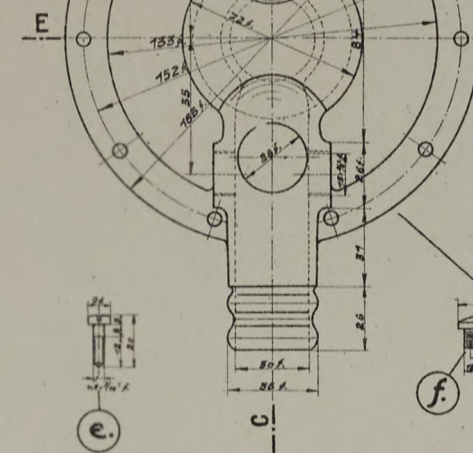
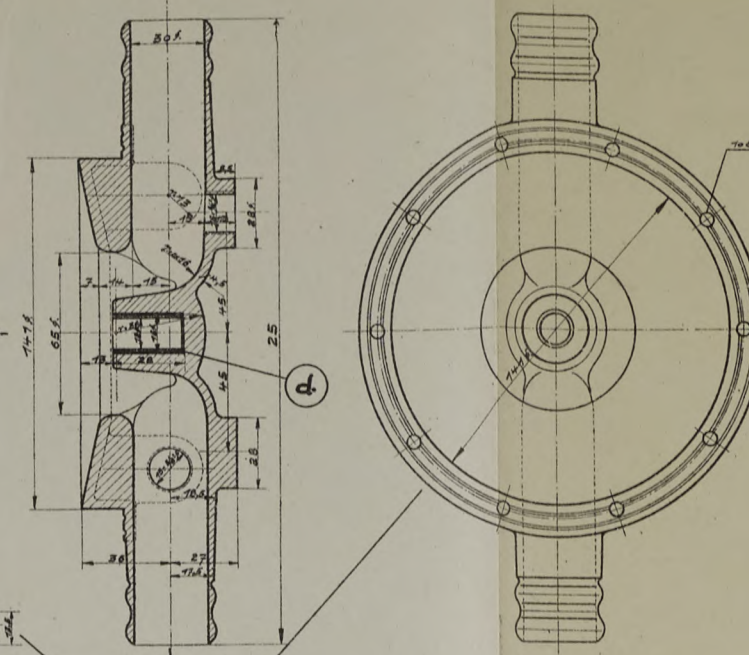
Schnitt J-K.



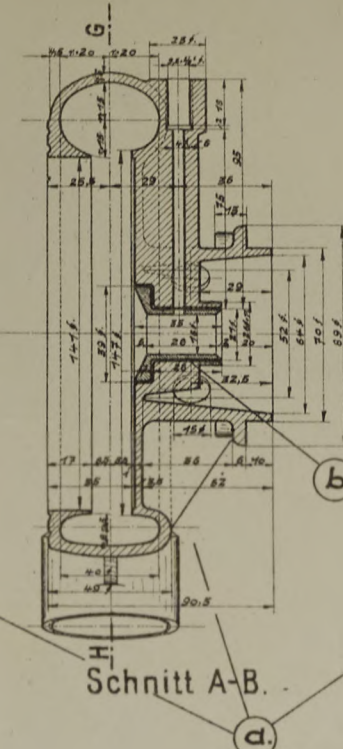
Schnitt E-F.



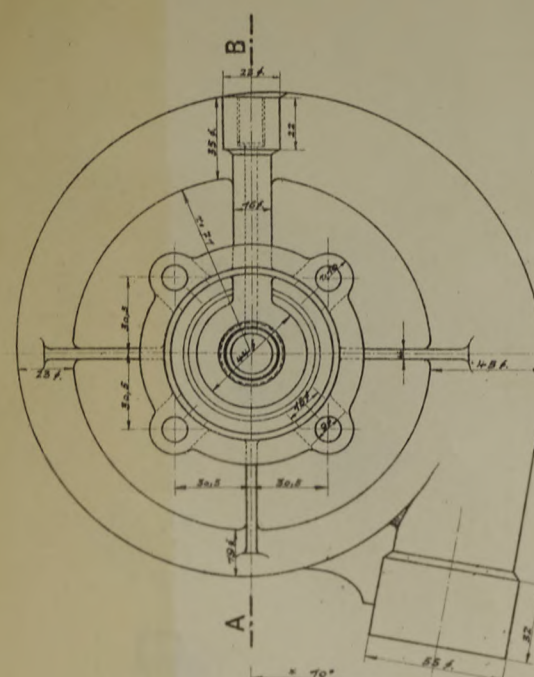
Schnitt C-D



Schnitt A-B

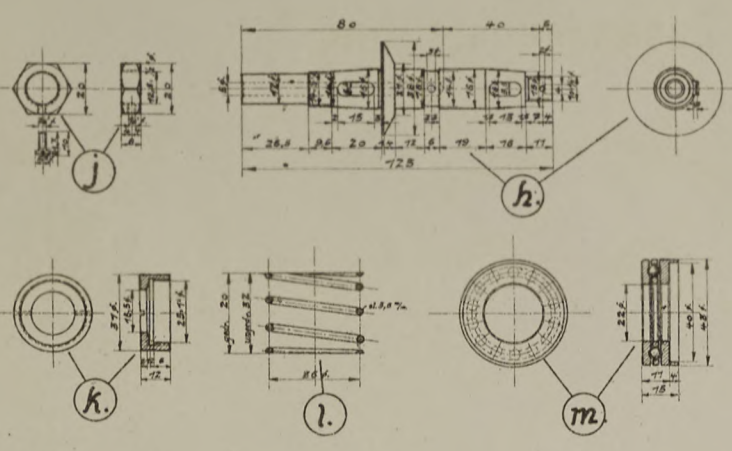
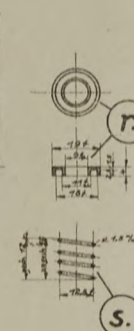


Schnitt A-B

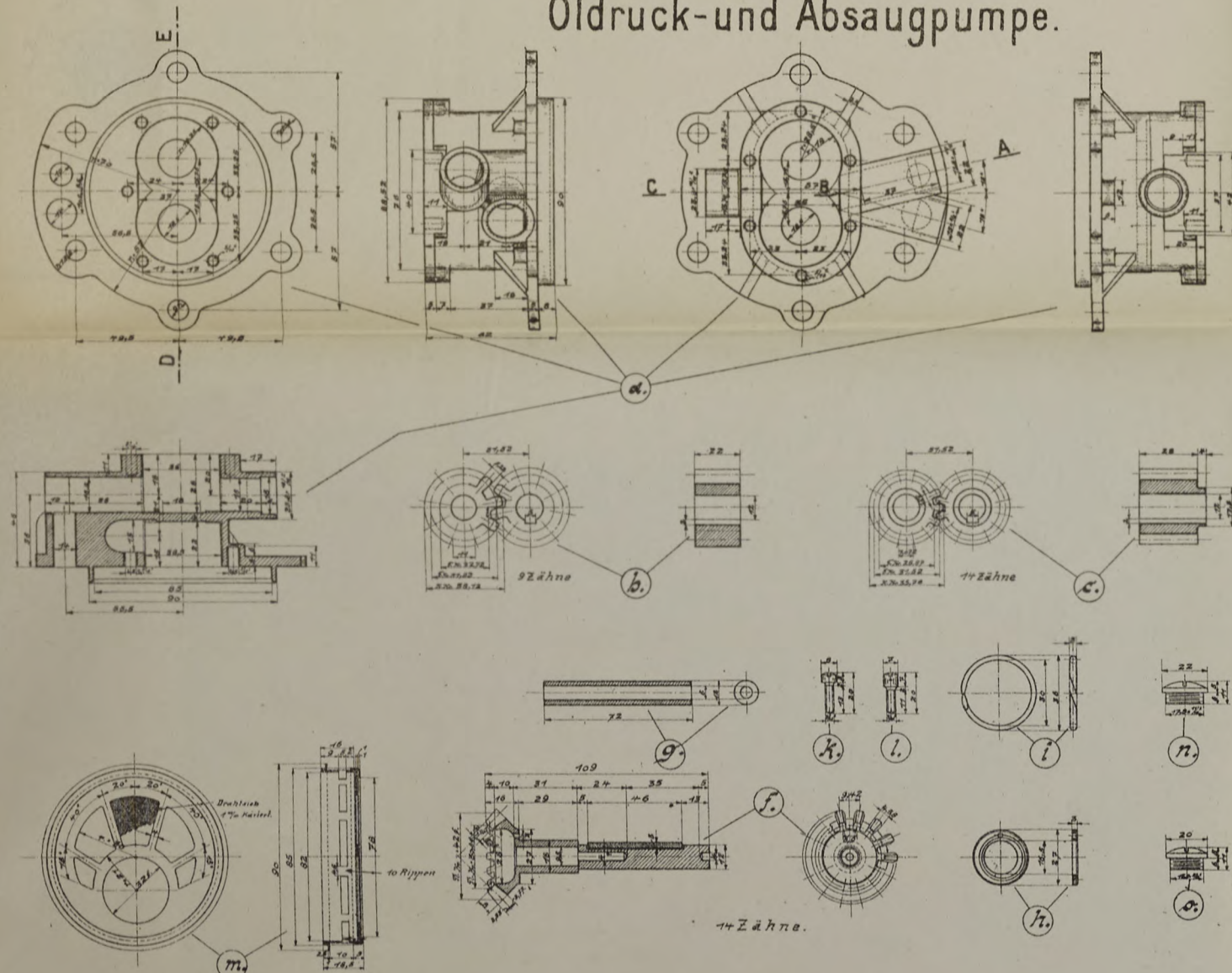


Zusammenstellung
des Ablaßhahnes.

Schnitt A-B.



Öldruck-und Absaugpumpe.



DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG
IN MUENCHEN UND BERLIN.

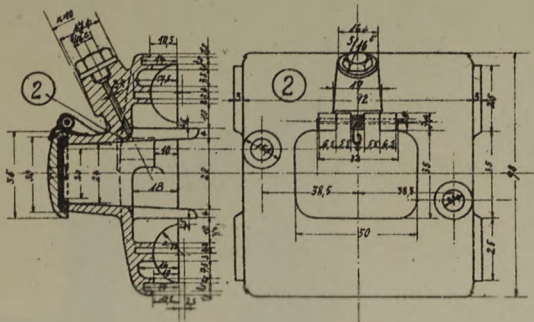
HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
INGENIEUR ANSBERT VORREITER.
NIKOLASSEE.

DER FIAT-MOTOR A12

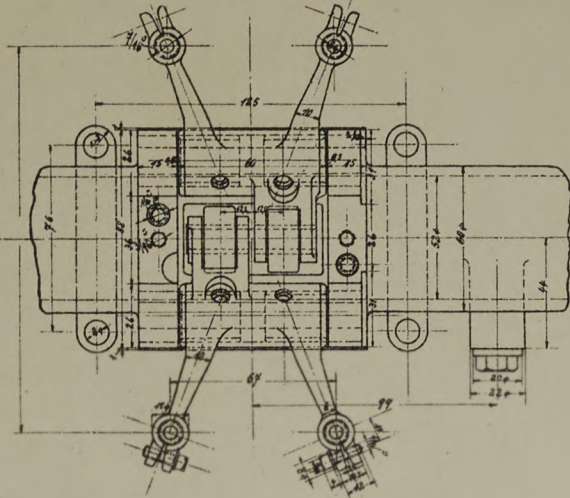
VON ING. S. HOFFMANN.

Maßstab 1:3.

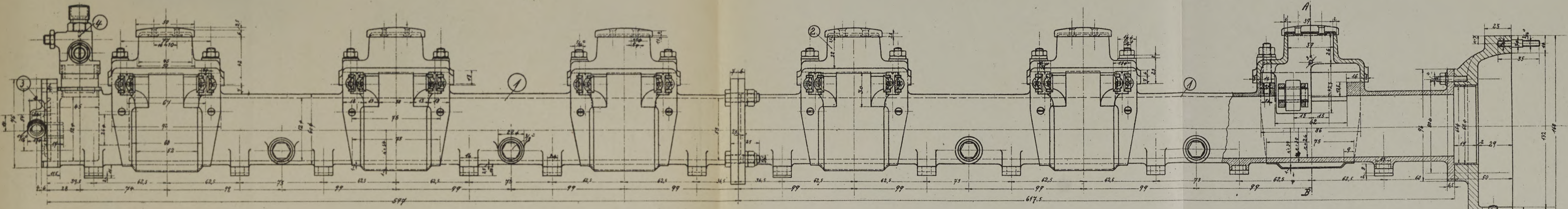
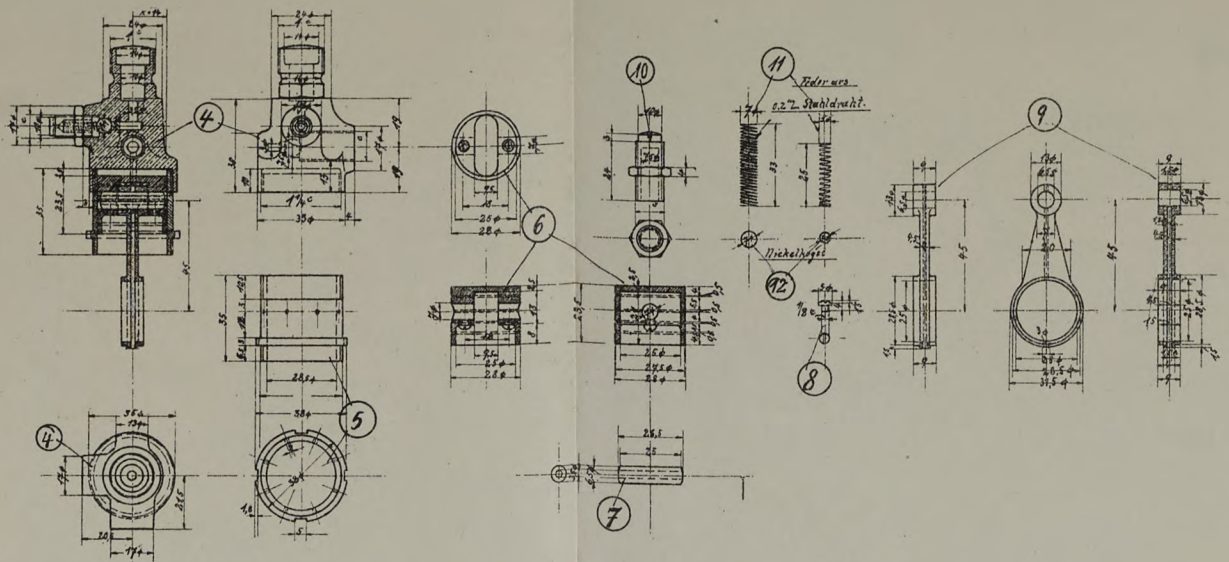
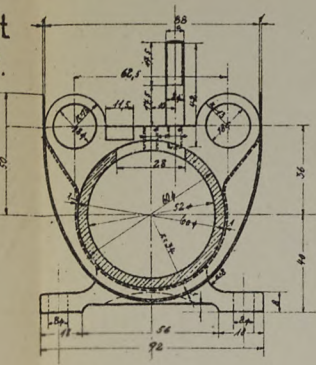
Gehäusedeckel.



Kipphelbelanordnung.

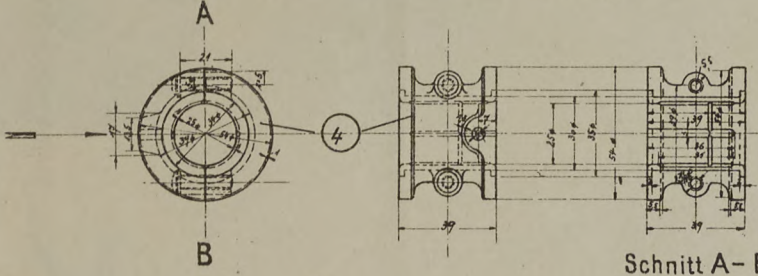


Schnitt
A - B.

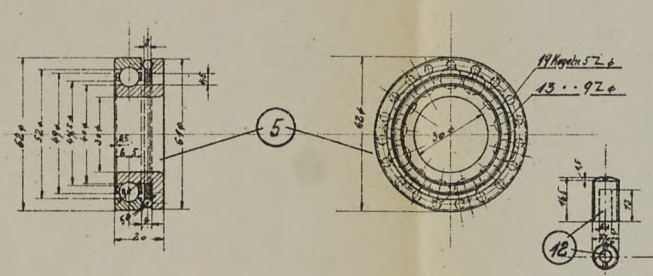


Nockenwellengehäuse und Luftpumpe.

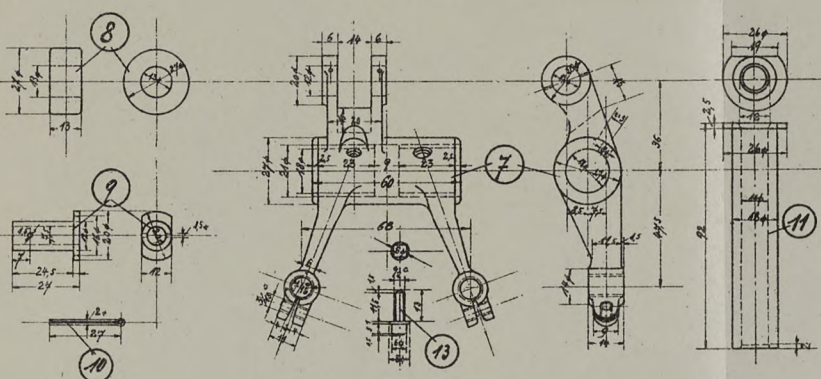
Geteiltes Nockenwellenlager.



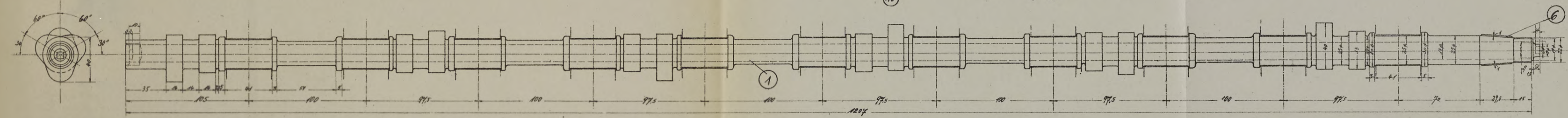
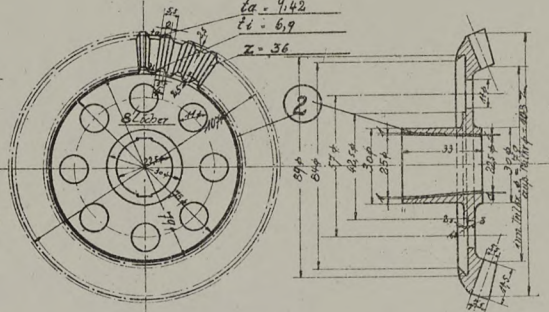
Kugel-und Drucklager.



Kipphelbel.



Kegelrad.



Nockenwelle mit Kipphelbel und Zubehör.

gaser ein besonderer Schwimmer angeordnet. Die beiden Vergaser sind in einem Heizmantel eingeschlossen; als Heizmittel wird, wie gebräuchlich, das warme Kühlwasser des Motors benutzt. Der Doppelvergaser, der von einer Aluminiumblechkapsel umschlossen ist, ist in der vom 160 PS Mercedes her bekannten Weise seitlich in der Mitte des Motors angeordnet. Die Gasverteilung ist aus der anliegenden Skizze ersichtlich; sie scheint eine annähernd gleichmäßige Füllung aller Zylinder zu gewährleisten. Der lichte Gasrohr-Querschnitt beträgt etwa 52 mm, die Gasgeschwindigkeit in diesem Rohr

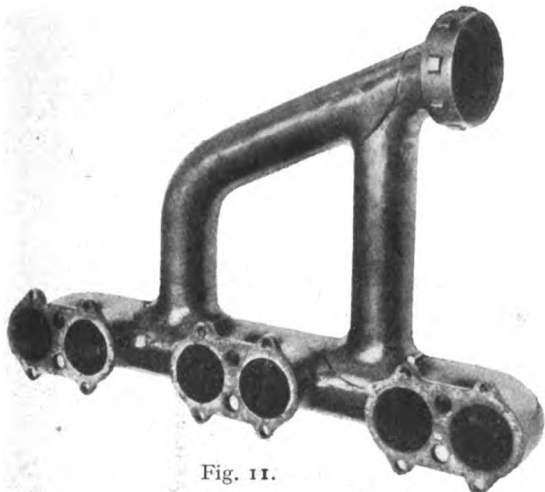


Fig. 11.

berechnet sich somit unter Annahme eines ideellen volumetrischen Wirkungsgrades $= 1$ zu 79,5 m/sec bei einer Kolbengeschwindigkeit $= 8,4$ ms entsprechend einer Drehzahl $= 1400$ Umdr./min. An der Einmündung des Gasrohres in die Einlaßstutzen des Zylinderkopfes beträgt der Durchflußquerschnitt $2 \cdot 11,94 = 23,88 \text{ cm}^2$ und die entsprechende Durchflußgeschwindigkeit 70,6 ms. Die Gasrohre werden nicht geheizt.

Die Förderung des Brennstoffes zum Schwimmergehäuse erfolgt ohne Zuhilfenahme eines mechanischen Fördermittels in der üblichen Weise durch Luftdruck. Die zur Erzeugung der Druckluft benötigte Luftpumpe ist am vorderen Ende der Nockenwelle angeordnet.

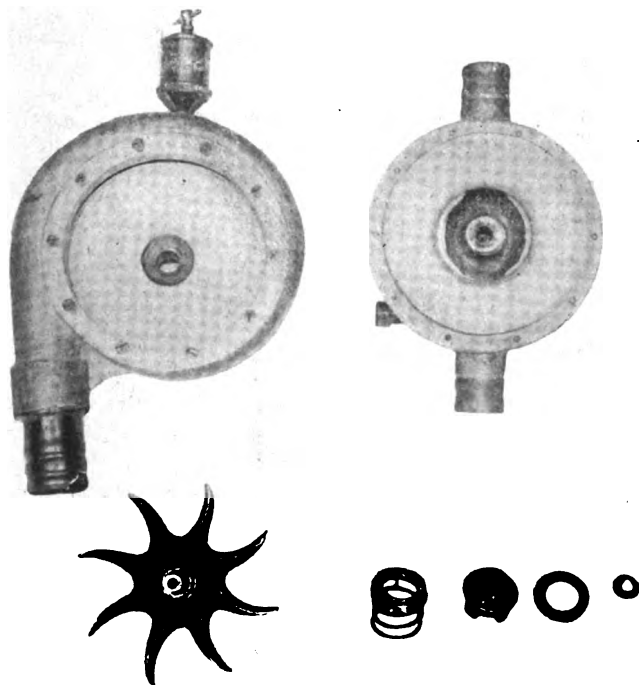


Fig. 12.

9. Kühlung (Abb. 12 und Tafel VI).

Für den Umlauf des Kühlwassers ist an der tiefsten Stelle des Motors eine gewöhnliche Schaufelradpumpe von 135 mm Laufrad-Durchmesser angebracht. Sie wird von einer in der

Verlängerung der senkrechten Steuerwelle angeordneten von der Kurbelwelle aus nach unten gehenden Hilfswelle, mit der sie durch eine Klauenkupplung verbunden ist, mit der $1\frac{1}{2}$ fachen Drehzahl der Kurbelwelle, also mit normal 2100 Umdr./min, angetrieben. Die Pumpe ist mit zwei Zuflußrohrstutzen von je 30 mm lichter Weite versehen. Die Druckleitung hat 40 mm lichten Durchmesser. Die Wasserverteilung auf die 6 Zylinder des Motors erfolgt in der bei den deutschen Motoren üblichen Weise vom gemeinsamen von hinten nach vorn sich verjüngenden Druckrohr aus mittels der an den unteren Enden der Kühlmäntel in diese mündenden Rohranschlüsse. Das warme Kühlwasser wird ebenfalls in der von den deutschen Motoren her bekannten Weise durch an den oberen Enden der Kühlmäntel in der Längsmittlebene des Motors angelötete aus Rotguß hergestellte und durch Gummiringe abgedichtete Rohrstutzen und eine sich daran schließende Leitung von 40 mm lichter Weite abgeleitet.

10. Die Schmierung (Abb. 13—14 und Tafel VI).

Die Schmierung der Kurbelwellen-Haupt- sowie Kurbellager erfolgt in der üblichen Weise durch Druckumlaufzähl. Dieses wird durch eine Zahnradpumpe (vgl. Fig. 26 u. 27)

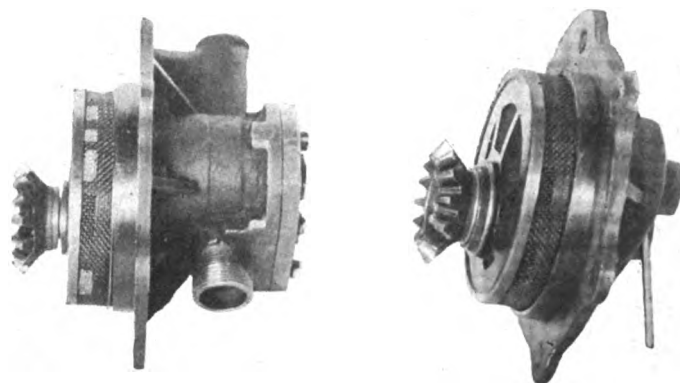


Fig. 13.

aus dem Ölbehälter in die im Kurbelgehäuse eingegosseen im anliegenden Schmierungsschema (Fig. 26) rot markierter Druckleitung a gefördert; von wo es durch Zweigleitungen auf die sieben Hauptlager der Kurbelwelle verteilt wird. Von hier gelangt es durch Ölnuten, die einen Zentriwinkel von etwa 60° einschließen, und je eine 7 mm im Durchmesser messende Bohrung in den Hauptlagerzapfen in den Hohlraum der Kurbelwelle, um alsdann in der bekannten Weise durch

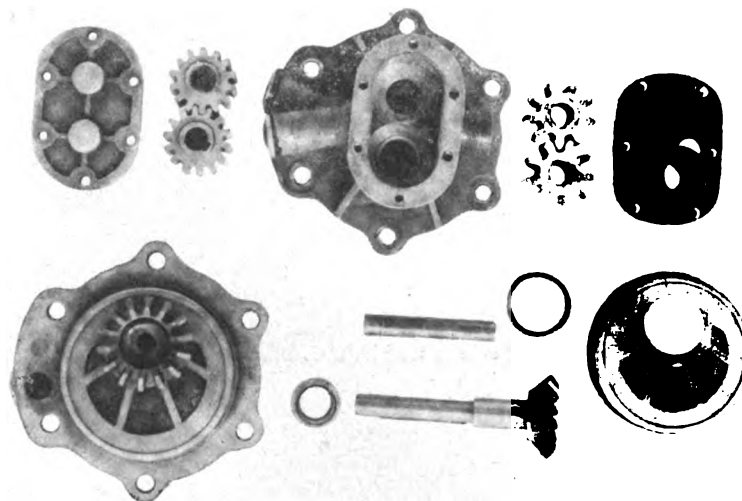


Fig. 14.

Bohrungen in den Kurbelschenkeln zu den Hohlräumen der Kurbelzapfen geleitet zu werden, aus denen es durch je eine am äußeren Umfang des Zapfens angebrachte Bohrung von $2\frac{1}{2}$ mm und je eine am inneren Umfang angebrachte Bohrung von 4 mm in die Kurbellager gelangt. Von diesen aus wird es durch die bei der Beschreibung der Pleuelstange erwähnten

Schmierröhrchen in bekannter Weise zu den Kolbenbolzen-Lagern weitergeleitet. Die Schmierung der Zylinder erfolgt durch Schleuderöl. Das gebrauchte abgetropfte Öl sammelt sich am vorderen und am hinteren Ende des ohne eigentlichen Ölsumpf ausgeführten Kurbelgehäuses und wird von hier durch eine Zahnradpumpe abgesaugt und durch die für beide Saugpumpen gemeinsame Leitung *b*, die im anliegenden Schmierungsschema (Fig. 26) blau markiert ist, in den Ölbehälter zurückgeführt. Die hintere Ölabsaugpumpe (I) ist mit der oben erwähnten Öldruckpumpe direkt gekuppelt, d. h. in einem Gehäuse vereinigt. Der Antrieb sowohl dieser beiden Pumpen als auch der vorderen Ölabsaugpumpe (II) erfolgt mit der $1\frac{1}{2}$ -fachen Drehzahl der Kurbelwelle von einer dicht über dem Boden des Kurbelgehäuses gelagerten waghrechten Welle aus, die ihrerseits von der senkrechten Antriebswelle der Wasserpumpe angetrieben wird. Die beiden Pumpen (d. h. die mit der Öldruckpumpe verbundene Ölabsaugpumpe I und die einfache Absaugpumpe II) sind mit gleichen Flanschen versehen und die Anordnung der in das Gehäuseunterteil eingegossenen Rohrleitungen ist eine solche, daß die Pumpen zwecks anderweitiger Anordnung des Ölbehälters umgetauscht werden können. Das nicht benutzte Ende der Öldruckleitung wird dabei jeweils durch den Flansch der Absaugpumpe II verschlossen.

Die Schmierung der Antriebszahnäder für die senkrechte Steuerwelle und für die über den Zylindern liegende waghrechte Nockenwelle erfolgt gleichfalls von der Hauptdruckleitung *a* aus, und zwar mittels einer an das aus dem Kurbelgehäuse heraustretende Ende angeschlossenen engen Leitung, die in die Kapsel der Antriebszahnäder für die Nockenwelle mündet; von hier sickert das Öl an der senkrechten Steuerwelle bzw. an deren Kapsel entlang nach unten und schmiert auf diesem Wege auch die Antriebszahnäder dieser Welle sowie die Antriebszahnäder für die Magnete und für die Kühlwasserpumpe.

Die Nockenwelle selber ist dagegen nicht in den Ölkreislauf eingeschlossen; vielmehr erfolgt ihre Schmierung durch konsistentes Fett, das durch die hierfür vorgesehenen Klappen von Hand eingeführt wird.

11. Zündung.

Die Zündung ist eine doppelte, und zwar sind die beiden Zündkerzen eines Zylinders unterhalb der Ein- und Auslaß-Rohrstutzen einander diametral gegenüberliegend angeordnet und etwa um 20° aus der Quermittlebene des Zylinders versetzt. Entsprechend dieser doppelten Zündung sind zwei vollständig eingekapselte amerikanische Dixie-Magnete, die hinsichtlich ihrer Bauart im wesentlichen mit den deutschen Bosch-Magneten übereinstimmen, vorgesehen. Sie sind ohne Zuhilfenahme von Spannbändern durch Schrauben auf Konsolen befestigt, die am Oberteil des Kurbelgehäuses angegossen sind. Der Antrieb erfolgt in der üblichen Weise von der senkrechten Steuerwelle aus mittels Kegelrädern. Die größte Vorzündung beträgt beim Magnet I (Auslaßseite) 35° und beim Magnet II (Einlaßseite) 32° vor Totpunkt. Die Zündreihenfolge der einzelnen Zylinder ist die bei den deutschen Motoren übliche, nämlich, 1, 5, 3, 6, 2, 4. Der Hebel zur Verstellung des Zündzeitpunktes beider Magnete ist mit dem Gestänge zur Betätigung der beiden Drosselschieber des Doppel-Vergasers in der vom österreichischen Hiero-Motor her bekannten Weise durch ein Kulissenstängchen derart verbunden, daß bei Vollgas größte Vorzündung und beim Leergang kleinste Vorzündung (bzw. Nachzündung) gegeben wird. In der Nähe dieser beiden äußersten Stellungen ist die Zündung also zwangsläufig mit dem Gestänge zur Betätigung der Gasdrosselschieber verbunden; in den Zwischenstellungen kann der Zündhebel dagegen nach Bedarf in der Kulisse, also unabhängig von den Gasdrosselschiebern, verstellt werden.

Flugtechnische Betrachtungen.

Von Burberg.

Wenn die Tragflächen eines Flugzeuges lackiert werden, wendet man in der Praxis ein Mittel an, welches bewirken soll, daß die Maschine besser steigt. Die Unterseiten der Trag-

flächen werden leicht mit Sand bestreut. Die Reibung wird zwar hierdurch vergrößert, aber trotzdem macht man die merkwürdige Erfahrung, daß das Flugzeug besser steigt. Wie erklärt sich die Wirkung dieser durch die Sandteilchen erzeugten Rauheit, die den allgemeinen Luftwiderstandsgesetzen zu widersprechen scheint? Man könnte annehmen, daß durch die Sandkörperchen zahlreiche kleine Luftwirbel entstehen. Diese vielen kleinen Luftwirbel stoßen aneinander und so entsteht ein Luftpolster, durch welches die Flugmaschine besseres Steigvermögen erhält. Da die Zunahme am Steigvermögen erheblich sein soll, könnte man praktisch eine Maschine so konstruieren, daß sie theoretisch ohne Rücksicht auf die durch das Bestreuen der Tragfläche mit Sand hervorgerufene Geschwindigkeitsverminderung etwas schneller ist, als man praktisch wünscht. Durch das Bestreuen mit Sand verliert die Maschine das »Mehr« an Geschwindigkeit, bekommt aber bedeutend mehr Auftrieb (Steigvermögen).

Für die von dem Verfasser geäußerte Ansicht spricht eine zweite Tatsache, nämlich die, daß eine Flugmaschine besser steigt, wenn der Wind bzw. die Windstöße (was dasselbe ist) von vorne kommen, als wenn sie von hinten kommen (abgesehen davon, daß der Wind immer etwas von unten nach oben geht, also sowieso das Flugzeug gegen den Wind durch diesen selbst hochgetragen wird), trotzdem die relative Geschwindigkeit zur Luft die gleiche ist. Hier kann es sich ebenfalls um die Dichtigkeit der kleinsten Luftteilchen handeln, denn es ist sehr gut möglich, daß die Luftwirbel außer einer Geschwindigkeitsverminderung Änderungen in bezug auf die Dichtigkeit der tragenden Luft verursachen.

Es dürfte hier ein Gebiet gestreift werden, mit dem man sich in letzter Zeit wieder zu beschäftigen beginnt. Man hat nämlich, trotzdem es sich mit der praktischen Erfahrung nicht deckt, die Zusammendrückbarkeit = 0 gesetzt.

Die Komprimierbarkeit der Luft kann doch bei flugtechnischen Problemen, wo es sich um ziemlich bedeutende Drücke handelt, nicht ganz außer acht gelassen werden. So glaubt der Verfasser, daß es sich in dem letzterwähnten Falle um eine Vergrößerung der Luftdichtigkeit handelt, durch welche die Tragfähigkeit erhöht wird.

Eine dritte, in Fliegerkreisen bekannte Tatsache ist, daß ein Flugzeug schneller steigt, wenn die Richtung des Windes und die der Längsachse des Flugzeuges einen kleinen \angle miteinander bilden. Dieses steht auf jeden Fall im Gegensatz zu den Form- und Reibungsgesetzen und ist vielleicht dadurch zu erklären, daß in der Regel die Luftfäden in Fahrtrichtung die Tragflächen bestreichen und die Unebenheiten sich mit der Zeit in der Richtung der Bewegung hintereinander anordnen.

Wird das Flugzeug nun ausnahmsweise schräg gegen den Wind gestellt, so erscheinen dieselben unteren Tragflächen in ihrer Wirkung rauher.

Um die günstigsten Verhältnisse herauszufinden, bestreut man nur die linke Unterseite der Tragdecke mit Sand. Man müßte, wenn der Versuch dieser Behauptung recht gibt, die Wirkung so erklären, daß eine zitternde Bewegung der Tragfläche stattfindet, in ihrer Wirkung entgegengesetzt der Drehrichtung des Propellers.

Versuche würden ergeben, ob auch bei anderen Teilen im Flugzeugbau der Wirkungsgrad außer Luftreibung und Formwiderstand beeinflußt wird. Ob z. B. bei Propellern und Stromlinienkörpern ein »Rauermachen« irgendwelcher bestimmter Stellen die Wirkung verbessert.

Ein besonderes Studium der Bewegung kleinster Luftteilchen (unter ev. Berücksichtigung der Komprimierbarkeit der Luft) dürfte bereits recht befriedigende Ergebnisse zeitigen.

Prof. Dr. Pröll, Hannover, bemerkt zu diesen Ausführungen:

1. Rauhigkeit an der Unterseite der Flügel begünstigt das Auftreten »tragender« Wirbel, d. i. von Zirkulationsströmungen, die auftriebfördernd sind. (Es ist dies z. B. von Grammel in seinem Buche »Hydrodynamische Grundlagen des Fluges« erwähnt.)

2. Es ist richtig, daß Böigkeitseinflüsse (Turbulenzströmungen) die Ursache des besseren Steigens der Flugzeuge bei entgegengesetztem Wind sind, obwohl theoretisch es gleichgültig sein müßte, ob der Wind mit oder entgegen der Flugrichtung weht. Für Start und Landung ist das natürlich

nicht gleichgültig. Aber auch für den freien Flug scheint die auch schon anderwärts gemachte Beobachtung sich in solcher Weise erklären zu lassen, wiewohl noch andere Ursachen mitsprechen dürften.

(Von Professor Reißner wurde schon 1912 vorgeschlagen, die Druckseite der Propeller rau zu machen. Die Schriftleitung.)

Wissenschaftliche Nachrichten.

Neues Lehr- und Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen.

Die seit dem Jahre 1907 an der Mechanisch-Technischen Versuchsanstalt der Kgl. Technischen Hochschule Dresden bestehende Abteilung für Kraftfahrzeugprüfungen ist von dieser Anstalt losgelöst und zu einem selbständigen »Institut für Kraftfahrwesen« ausgestaltet worden. Zum Direktor dieses neuen Institutes wurde der bisherige stellvertretende Leiter der Mechanisch-Technischen Versuchsanstalt Professor Dipl.-Ing. Otto Wawrziniok ernannt, unter gleichzeitiger Übertragung einer neugeschaffenen Professur für Kraftfahrwesen. Das neue Institut wird als Lehrinstitut den Studierenden der Technischen Hochschule Gelegenheit bieten, wissenschaftliche Versuche an Kraftfahrzeugen, Fahrzeugmotoren usw. anzustellen. Daneben soll es aber auch als Forschungsinstitut der Förderung des Kraftfahrzeugbaues dienen und den Behörden und Privaten als unparteiische Sachverständigenstelle beratend zur Seite stehen. Insbesondere wird das Institut auf Antrag die behördlichen Abnahmeprüfungen von Kraftfahrzeugen und die Führerprüfungen bewirken, ferner aber auch neue und gebrauchte Fahrzeuge auf ihren Wert begutachten, Fahrzeugmaterialien prüfen und Brenn- und Betriebsstoffe für Fahrzeuge untersuchen. Vorläufig ist das Institut noch im Gebäude der Mechanisch-Technischen Versuchsanstalt untergebracht. Es wird aber, sobald es die Zeitverhältnisse erlauben, ein eigenes neues Heim erhalten, zu dessen Errichtung bereits verschiedene industrielle Firmen namhafte Geldbeträge und Versuchseinrichtungen beigesteuert bzw. deren Überweisung zugesagt haben.

Mit Rücksicht auf die hohe Bedeutung, die der motorische Zug an Stelle des tierischen während des Krieges erlangt hat und nach dem Kriege noch besonders in der Landwirtschaft erlangen wird, ist die Begründung dieses neuen zeitgemäßen Institutes lebhaft zu begrüßen.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 42c, 35. K. 61860. Kardanisch aufgehängtes Gyroskop mit Luftantrieb. Emil Klahn, Morris Plains, V.St.A.; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Karsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 21. 2. 16. E. 11. 9. 18.
- 420, 4. W. 49969. Geschwindigkeitsmesser. Winkler, Faltert & Cie., Bern, Schweiz. A. 1. 11. 17. E. 27. 8. 18.
- 42c, 37. G. 45423. Reflexionsapparat für nautische Astro-nomie. Benoit Joseph Xavier Gosselin, San Sebastian, Spanien; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 20. 7. 17. E. 6. 8. 17. Frankreich 11. 8. 16.
- 42k, 7. R. 45125. Vorrichtung zum Messen von Kabel- und Seilspannungen. August Riedinger, Ballonfabrik Augsburg A.-G. Augsburg. A. 13. 11. 17. E. 4. 8. 18.
- 46b, 7. A. 30388. Gashebel für Flugzeugmotoren mit Über-kompression. Automobil- und Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiter-blick. A. 26. 3. 18. E. 4. 9. 18.
- 46c, 4. J. 18198. Kühlmantel von Flugzeugmotoren. Karl Ilse, Köln-Mülheim, Danzierstr. 166. A. 9. 5. 17. E. 29. 9. 18.
- 46a, 22. M. 62289. Zweitaktmotor mit kreisenden Zylindern. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. A. 17. 12. 17. E. 27. 8. 18.
- 46b, 12. L. 46228. Vorrichtung zum Regeln von Verbrennungs-motoren, insbesondere für Flugzeuge. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. A. 25. 2. 18. E. 4. 9. 18.
- 46c, 11. M. 61919. Vorrichtung zum Anfeuchten der Ver-brennungsluft. Dr. Georg Malkowsky, Berlin, Steinmetzstr. 26. A. 2. 10. 17. E. 11. 9. 18.

- 46c, 13. Sch. 52400. Brennstoffzuführungsvorrichtung. Dipl.-Ing. Otto Schwager, Charlottenburg, Friedbergstr. 24. A. 2. 1. 18. E. 27. 8. 18.
- 46d, 1. V. 13207. Heißluft- oder Verbrennungskraftmaschine nach Art der Kapselwerke. Albert Vogel, Elbing, Westpr., Burg-straße 19, Karl Wittig, Zell i. Wiesental, Baden, und Emil Wittig, Basel, Schweiz; Vertr.: Albert Vogel, Elbing, Burgstr. 19. A. 16. 9. 15. E. 4. 9. 18.
- 46b, 13. W. 48989. Regelungsvorrichtung an Flugzeugmotoren. Henry Wasserlein, Charlottenburg, Charlottenburger Ufer 7. A. 21. 2. 17. E. 11. 9. 18.
- 46b, 1. A. 29334. Durch Flüssigkeitsdruck gesteuertes Ventil. Aktiebolaget Wigelius Motorer, Göteborg, Schweden; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. 16. 5. 17. Schweden A. 17. 2. 17. E. 4. 9. 18.
- 46b, 1. R. 44162. Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Ver-brennungskraftmaschinen. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. E. 4. 8. 18. A. 27. 1. 17. Österreich 16. 12. 16.
- 46c, 10. Sch. 52082. Spritzvergaser. Ernst Schlee, Dresden, Residenzstr. 44. A. 19. 10. 18. E. 15. 7. 17.
- 46c, 5. B. 83797. Fahrzeugmotor. Ferdinand Barrenbrügge, Freising, Wippenhauserstr. 266¹/₆. A. 10. 5. 17. E. 22. 8. 18.
- 46c, 4. I. 18346. Anordnung zur Abdichtung der Trennungs-fuge zwischen den Zylindern von Verbrennungskraftmaschinen und diese rings umschließenden Behältern. Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47. A. 27. 8. 17. E. 12. 9. 18.
- 46c, 4. St. 31011. Schutzgehäuse für die Ventilsteuerung an Stahlmotorzylindern mit seitlichen Ventilehäusen. Stahl-Mo-toren-Gesellschaft Ernst Jaenisch & Co., Berlin. A. 16. 2. 18. E. 12. 9. 18.
- 46c, 5. A. 30543. Bolzensicherung für Motorkolben. Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf-Ost. A. 6. 5. 18. E. 12. 9. 18.
- 46c, 5. L. 46279. Öfangblech des Kolbens einer Verbrennungs-kraftmaschine. Hermann Landgrebe und Arthur Schweibing, beide Berlin-Rosenthal. A. 7. 3. 18. E. 12. 9. 18.
- 46c, 6. H. 73754. Vergaser. Otto Hartmann, Berlin, Hussiten-straße 42. A. 15. 2. 18. E. 9. 8. 18.
- 77h, 9. B. 84775. Einhol- und Ablaufvorrichtung für See-flugzeuge. Heinrich Bauer, Karbidwerke Freyung v. W., Nieder-bayern. A. 22. 10. 17. E. 25. 9. 18.
- 77h, 5. D. 33393. Lenkvorrichtung für Flugzeugmodelle. Otto Dahlhelm, Halle a. Saale, Landsbergerstr. 56. A. 18. 4. 17. E. 15. 9. 18.
- 77h, 5. H. 69169. Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern. John Thomas Havens, Asbury Park, Graf-schaft New Jersey, U. St. A.; Vertr.: B. Petersen, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 29. 10. 15. E. 15. 9. 18.
- 77h, 6. H. 70048. Gestell für Propeller. Jakob Haw, Potsdam, Sophienstr. 3. A. 11. 4. 16. E. 4. 9. 18.
- 77h, 5. K. 62893. Als Fahrrad benutzbares Flugzeug. Richard Koselleck, Hildesheim, Dammstr. 12. A. 31. 8. 16. E. 8. 9. 18.
- 77h, 9. L. 45595. Aufpumpbarer Schwimmer für Flugzeuge. Wilhelm Leißner, Mannheim. A. 3. 9. 17. E. 22. 9. 18.
- 77h, 1. L. 46235. Leitflächen für Fesselballone. Luft-Fahrzeug-Ges. m. b. H., Bitterfeld. A. 30. 3. 18. E. 1. 9. 18.
- 77h, 2. L. 30877. Starres Luftschiff mit als Laufgang aus-gebildetem Kiel. Luftschiffsantrieb-G. m. b. H., Berlin. A. 2. 9. 1910. E. 25. 9. 18.
- 77h, 5. Sch. 47888. Flugzeug. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 26. 10. 14. E. 8. 9. 18.
- 77h, 5. C. 24751. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Merrill Elbridge Clark, New York; Vertr.: E. W. Hopkins, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 25. 3. 14. E. 15. 9. 18.
- 77h, 9. M. 59120. Abfederung für die Radachse bei Flugzeugen und anderen Fahrzeugen. Bernh. Mischewsky, Voerde, Kreis Schwelm, Gut Helkenberg. A. 7. 2. 16. E. 1. 9. 18.
- 77h, 10. N. 15480. Schwingenflugzeug mit einem oder mehreren Flügelpaaren. Heinrich Neubart, Berlin, Gitschinerstr. 107. A. 11. 7. 14. E. 25. 9. 18.
- 77h, 5. Sch. 51488. Fallschirm für Flugzeuge. Fr. W. Schroe-der, Königswusterhausen. A. 4. 6. 17. E. 4. 9. 18.
- 77h, 5. Sch. 49346. Einrichtung zur Abgabe tönender Zeichen von Luftfahrzeugen. Richard Schulz, Hannover, Podbielskistr. 295. A. 2. 12. 15. E. 1. 9. 18.
- 77h, 5. S. 47400. Heizvorrichtung für in Flugzeugen eingebaute Maschinengewehre. Eduard Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21, und Valentin Weil, Bergen, Kr. Hanau. A. 12. 1. 17. E. 15. 9. 18.
- 77h, 9. G. 43522. Hohle Radbereifung aus Zellstoff. Hans Grünwald, Hannover, Fundstraße 20. A. 16. 12. 15. E. 15. 9. 18.

Patenterteilungen.

- 42k, 12. 307530. Feindruckmesser zur Messung von kleinen Druckdifferenzen bei Luft-, Wasser- und Landfahrzeugen. Luft-

schiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. A. 27. 11. 17. L. 45893.

420, 2. 307534. Elektrisches Ferntachometer mit Wechselstromdynamo. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 18. 1. 16. B. 80904.

42c, 35. 307847. Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel. 23. 10. 15. G. 43359.

46b, 12. 308099. Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 293515. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 29. 5. 15. Sch. 48666.

46c, 14. 307536. Magnetelektrische Zündmaschine. Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 29. 11. 16. B. 82888. V. St. Amerika 1. 3. 16. und 27. 12. 15.

46c, 2. 307837. Schmiervorrichtung für Umlaufmaschinen. Siemens & Halske Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. 10. 12. 14. S. 43307.

46c, 2. 307897. Selbsttätige Schmiervorrichtung mit Druckluftzerstäuber für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen. Franz Bernards, Neukölln, Anzengruberstr. 25. 18. 6. 16. B. 81874.

46c, 27. 307913. Vergaser-Vorrichtung für Verpuffungskraftmaschinen, insbesondere von Kraftfahrzeugen. Dr. Bruno Fels, Berlin, Düsseldorfstr. 1. 2. 10. 15. F. 40262.

46c, 14. 307978. Unterbrecher für die elektrische Zündung von Verbrennungsmotoren. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 17. 9. 15. B. 80150.

46c, 14. 307977. Anordnung des magnetischen Kreises bei elektrischen Zündapparaten. Aktiengesellschaft Brown, Boveri u. Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: R. Boveri, Mannheim-Käferthal. 14. 2. 17. A. 29058.

46c, 14. 307955. Unterbrecher für Explosionsmotorenzündung. Robert Bosch Akt.-Ges., Stuttgart. 18. 5. 16. B. 81064.

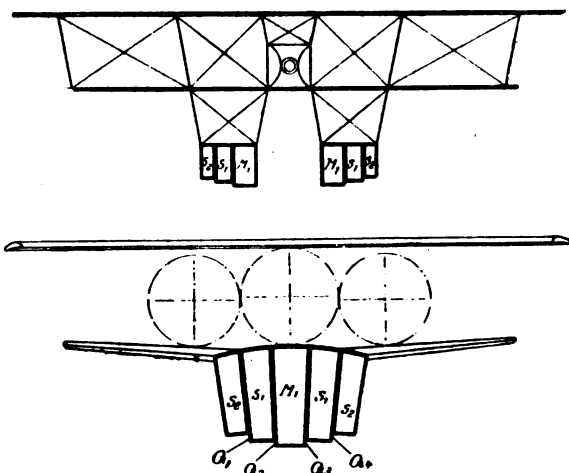
46c, 15. 307956. Anordnung der Zündmaschine und einer Dynamomaschine für Motorfahrzeuge. Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 4. 4. 17. B. 83569.

77h, 15. 307940. Hilfs gondel für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 30. 9. 13. H. 63816.

77h, 9. 307561. Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootkörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern. Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1. 7. 11. 13. P. 31810.

Auszüge aus den Patentschriften.

305332. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Paul Hammer in Berlin-Lichterfelde. — Beim Starten und Landen in Seegang hat es sich herausgestellt, daß die Beanspruchung der Bootsböden und der Schwimmkörper mit zunehmender Größe der Flugmaschinen unverhältnismäßig stark wächst. Um der Konstruktion die nötige Festigkeit zu erteilen, wurde es nötig, die Spannen und Böden bedeutend zu verstärken, was eine erhebliche Gewichtsvermehrung zur Folge hatte und vollkommenes Halten doch nicht für alle Beanspruchungen auf die Dauer gewährleistete.



Zu Nr. 305332.

Die vorliegende Erfindung will dies nun dadurch erreichen, daß nicht nur in bekannter Art der Boden als solcher in der Längsrichtung stufenartig unterteilt wird, sondern diese Unterteilung wird so vorgenommen, daß der Schwimmkörper sich aus einer Anzahl bootsförmiger Elemente zusammensetzt, die sowohl gefedert

als auch lösbar derart verbunden werden können, daß die Bodenflächen Q_1 — Q_4 dieser Elemente von der Mitte aus nach beiden Seiten stufenförmig ansteigen.

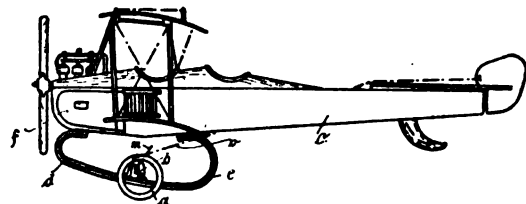
Durch diese Anordnung wird nicht nur eine wesentliche Erhöhung der Festigkeit erzielt, da die Wände der einzelnen Bootselemente als durchgehende Längsträger ausgebildet werden können, sondern die Beanspruchung des Schwimmkörpers beim Starten und Landen des Flugzeuges in schwerer See wird durch leichteres Abkommen vom Wasser herabgesetzt, indem es bei zunehmender Geschwindigkeit sich nacheinander mit den Seitenbooten S_1 , S_2 vom Wasser abhebt, bis es schließlich nur noch auf dem Mittelboot M_1 gleitet. Dieses bietet einerseits eine geringere Gleitfläche, andererseits werden die Stöße heranrollender Seen gemindert, da nicht die gesamte Bodenfläche des Schwimmkörpers, sondern nur ein Teil derselben, das Mittelboot, von ihnen getroffen wird. Das Mittelboot kann außerdem mit den Seitenbooten gefedert verbunden werden, so daß die stärksten, kurz vor dem Abheben des Flugzeugs vom Wasser auftretenden Stöße durch die Federung abgefangen werden.

Die bekannte wellenförmige oder stufenartige Ausbildung des Bootsbodens erzielt die gewünschte Wirkung nicht, weil dadurch der Schwimmkörper nicht in einzelne Elemente zerlegt wird und eine Beschädigung des Bootsbodens nicht auf einen Teil desselben beschränkt bleibt, so daß der gesamte Schwimmkörper betriebsunfähig wird. Dieser große Übelstand und das Auftreten starker, schädlicher Stöße wird durch die vorliegende Erfindung verhindert.

Zweckmäßig werden die Bootselemente zueinander so angeordnet, daß die Höhe des Bodenabstandes der Teilboote, die Querstufen Q_2 , Q_3 , Q_4 , nach oben hin zunimmt, wodurch die dynamische Abfederung und Sicherung gegen Verletzung durch Stoß vergrößert wird.

Die äußeren Bootselemente oder Teilboote S_2 können auch zur Aufnahme von Geschützen, Maschinengewehren, Wurfgeschossen, Bomben u. dgl. verwendet werden. In diesem Falle ist der Boden dieser höchstgelegenen Teilboote zweckmäßig gerade oberhalb der Wasserlinie angeordnet und mit Einrichtungen zum Aufklappen des ganzen Bootsbodens oder einzelner Teile desselben versehen. Auch kann für besondere Fälle der Boden dieser Teilboote fortgelassen werden.

305836. Kufenförmiges, federndes Traggestell für Flugapparate. Ernst Paul Keller in Stollberg. — Beim Landen mit dem Flugapparat ergibt sich, selbst bei größter Vorsicht, sehr oft ein Bruch des Fahrgestells. Diesem Übel zu begegnen und dennoch alle Vorteile, welche die unverstrebten Kufen durch ihre Federung und die Räder beim Anlauf bieten, beizubehalten, ist der Zweck der den Gegenstand der Erfindung bildenden neuen Anordnung der Räder und ihrer Träger.



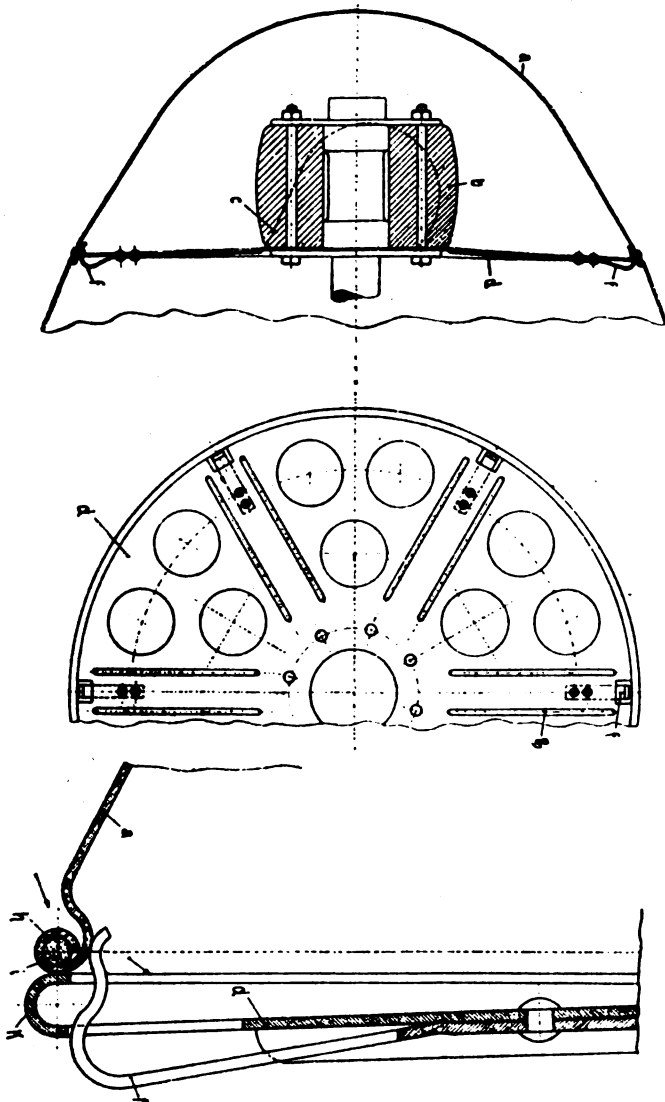
Zu Nr. 305836.

Die Räder sind mit ihren Lagern b nicht starr oder auf gewöhnlichen Federn ruhend in Verbindung mit dem Flugzeugrumpf c , sondern sie werden von den Kufen d getragen, welche aus vielen Bandfedern zusammengesetzt sind. Die Kufen d dienen als Träger für die Lager der Laufräder a und haben den Stoß beim Landen aufzufangen. Die Räder müssen beim Landen des Flugapparates hoch beim Anlauf tiefgestellt sein. Um dies bei unverstrebter Kufe zu ermöglichen, sind die Lagerschalen b um eine Welle h schwingend am Lagergestell i angeordnet, das beispielsweise mittels Keilschellen k an beiden Kufen d befestigt ist. Eine Sperrklinke l hält die Lagerschalen in der Hochstellung fest. Gehoben werden die Lagerschalen b durch einen Zug m , der nach dem Führersitz führt. Ein gleicher Zug o ist vom Führersitz zur Sperrklinke l geleitet, die sich um Bolzen n dreht und unter der Wirkung einer Feder p steht. Wenn erforderlich, kann das Lager b , sobald es von der Sperrklinke l freigegeben wird, noch durch eine Feder abgestoßen werden, damit es mit Sicherheit aus der Hochstellung kommt.

305739. Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge. Reinhold Richter in Berlin-Friedenau. — Gegenüber bekannten Haubenbefestigungen ist die Aufgabe dadurch gelöst, daß ihre sichere Befestigung durch einfaches Aufschieben erzielt wird; eine Betätigung von Schrauben, Drähten, Spannschlössern u. dgl. oder die Benutzung irgendwelchen Werkzeuges fällt fort.

Die Haube a aus Blech umgibt die Propellernabe b , so daß die beiden Propellerflügel durch Ausschnitte c in Fig. 1 herausragen. An der Rückseite der Nabe ist eine Haltescheibe d befestigt, an der

am Umfang verteilt radiale Blattfedern / befestigt sind; ihre Form geht aus Fig. 3 und 4 hervor. Der Haubenrand ist zu einem Ringwulst *h* geformt, in den zur Versteifung eine Drahteinlage *i* eingefügt ist. Der Rand zur Haltescheibe bildet den Gegenhohlring *k*. Zur



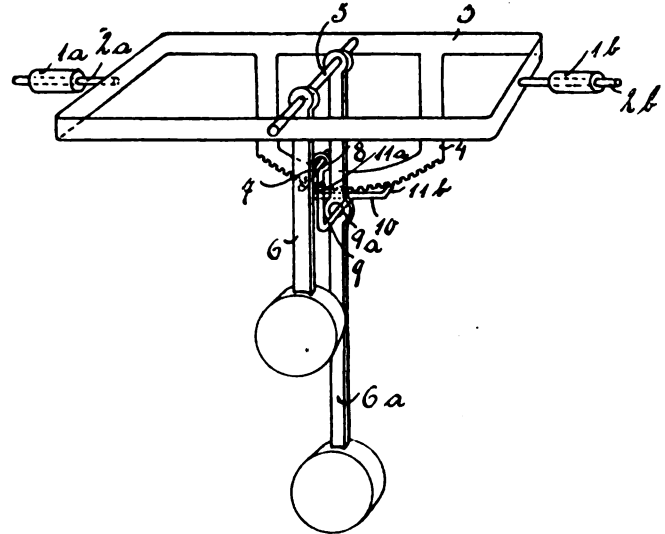
Zu Nr. 305 739.

Versteifung der Haltescheibe sind parallel mit den Federn Versteifungsrippen *g* eingepreßt. Die Befestigung erfolgt dadurch, daß die Haube *a* von vorn über die Propellernabe gestülpt wird, so daß sich, wie in Fig. 3, der Ringwulst *h* gegen den Hohlring *k* und die Federenden der Haltescheibe *d* legt. Infolge der Ausschnitte *c* in der Haube kann der Haubenrand *h* nach einwärts federn, so daß unter gleichzeitigem Weiterschieben der Haube der Ringwulst *h* unter den Hohlring *k* in die endgültige Befestigungstellung, wie sie aus Fig. 4 hervorgeht, gebracht werden kann. Die Federung der am Umfang verteilten Federn / genügt, um in der Ruhelage oder bei langsamem Laufen des Propellers die Haube in der Befestigungsanlage zu sichern. Bei schnellaufendem Propeller, wenn sich die Haube mit diesem mit großer Geschwindigkeit dreht, kommt zu der Federkraft die Fliehkraft des Haubenringes und der Federenden hinzu, so daß der Ringwulst der Haube fest in den Hohlring der Haltescheibe eingepreßt und ein Herausfliegen der Haube unmöglich ist, obgleich keinerlei Werkzeug oder sonst von Hand zu betätigende Befestigungsmittel angewandt sind.

305383. Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels. Julius Wiese und Henry Lachmann in Hamburg. — Zur Vermeidung von Schwingungen und Ausschlägen von Stabilisierungspendeln sind Dämpfungsvorrichtungen und Hemmvorrichtungen bekannt.

Die Dämpfungsvorrichtungen sind dadurch gekennzeichnet, daß gegen jede schnelle Bewegung ein Widerstand geleistet wird, der im allgemeinen mit der Geschwindigkeit der Bewegung wächst. Durch die Dämpfung wird die unerwünschte Bewegung verzögert, jedoch nicht völlig verhindert. Eine Hemmvorrichtung dient nur zur Verhinderung kleiner Schwingungen. Das Wesen der Hemm-

vorrichtung beruht darin, daß das Pendel in einer oder mehreren bestimmten Stellungen mit mäßiger Kraft festgehalten wird, so daß eine Kraft von bestimmter Größe nötig ist, um das Pendel aus diesen Stellungen zu entfernen. Die Kraft der Hemmung darf nur klein sein, weil andernfalls die gewünschten Bewegungen des Pendels dem Flugzeug gegenüber durch die Hemmung verhindert würden. Weil die Hemmung nur schwach sein darf, kann sie starke unerwünschte Bewegungen nicht verhindern. Beide Vorrichtungen haben den Nachteil, daß sie auch die gewünschten Bewegungen des Pendels dem Flugzeug gegenüber dämpfen oder hemmen.



Zu Nr. 305 383.

Dieser Nachteil wird gemäß der Erfindung durch eine Sperrvorrichtung vermieden, die durch ein zweites Pendel in Tätigkeit gesetzt wird. Diese Vorrichtung bietet außerdem den Vorteil, daß die nichtgewollten Bewegungen nicht nur gedämpft, sondern völlig verhindert werden, da das Pendel nicht nur mit einer gewissen Kraft, sondern völlig festgehalten wird.

Auf der Zeichnung ist eine beispielsweise Ausführungsform des Erfindungsgegenstandes dargestellt.

Zur Sperrung dient hier ein Zahnsegment, mit dem zwei an dem Stabilisierungspendel angeordnete Stifte zum Eingriff gebracht werden können. Zum Einrücken der Sperrung dient ein zweites kürzeres Pendel, das auf die erwähnten Stifte wirkt. In zwei Lagern *1a* und *1b*, die fest mit dem Gestänge des Flugzeugs verbunden sind, ist drehbar in der Fahrtrichtung des Flugzeugs ein Bügel *3* mittels der Achsapfen *2a* und *2b* aufgehängt. Die eine Seite des Bügels *3* trägt ein Zahnsegment *4*. Quer durch den Bügel geht eine Achse *5*, auf der ein kurzes Pendel *6* und ein längeres, z. B. zum Stabilisieren eines Flugzeugs dienendes Pendel *6a*, schwingbar aufgehängt sind. Das kürzere Pendel *6* trägt an seinem Schaft einen Stift *7*, mit dem es in ein Auge *8* des aufrechten Schenkels des Winkelhebels *9* hineinragt, dessen wagerechter Schenkel drehbar in einem Lager *9a* des Schaftes des Pendels *6a* angeordnet ist. An dem Winkelhebel sitzt ein zweiarmer Hebel *10*, der an den Enden zwei Stifte *11a* und *11b* trägt, welche in die Zähne des Zahnsegments nicht eingreifen, solange der Hebel *10* wagerecht liegt.

Die Wirkung dieser Vorrichtung ist folgende: Neigt sich das Flugzeug in einer beliebigen Richtung, so bleiben beide Pendel in ihrer senkrechten Lage, also parallel zueinander und sind beide frei beweglich. Man kann dann an das Pendel *6a* Seile oder sonstige Übertragungsmittel anschließen, um seine Wirkungen zu benutzen. Erfolgt aber ein Stoß auf die Aufhängung der Pendel in der Längsrichtung, oder suchen die Pendel infolge ihrer Schwere bei Bewegungswechseln ihre Bewegung fortzusetzen, so bleiben sie, da sie verschieden lang sind, nicht parallel. Hierdurch wird mittels des Stiftes *7* der Winkelhebel *9* in dem Lager *9a* und somit der daran festsitzende Hebel *10* gedreht. Dadurch kommt einer der Stifte *11a* oder *11b* je nach der Art der Drehung in Eingriff mit den Zähnen des Segments *4*, und das Pendel *6a* wird nunmehr festgehalten. Hört die Wirkung des Stoßes auf, so löst sich die Sperrvorrichtung des Pendels *6a*, und dieses kann wieder gegenüber dem Flugzeuge o. dgl. frei schwingen.

Anstatt Zähne und Stifte zum Eingreifen zu verwenden, können mannigfache andere Sperrvorrichtungen, die in der Technik bekannt sind, zur Anwendung kommen. Auch an Stelle des kleinen Pendels können andere Massen von ähnlicher Wirkung treten, z. B. ein auf einer gekrümmten Schiene laufendes Gewicht.

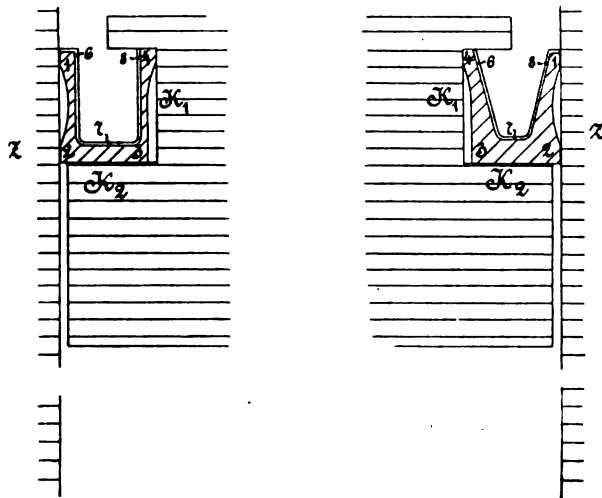
Die Vorrichtung kann auch so ausgeführt werden, daß die Stifte *11a* und *11b* nicht mit feststehenden Zähnen in Eingriff kommen,

sondern mit einem drehbaren Zahnrad, dessen Drehung so gehemmt ist, daß es sich nur sehr langsam drehen kann.

Patent-Anspruch.

Vorrichtung zum Festhalten eines Pendels, wenn es infolge von Beschleunigungen oder von Stößen o. dgl. aus der senkrechten Lage auszuschlagen strebt, dadurch gekennzeichnet, daß ein zweites Pendel von anderer Schwingungsdauer als das erste Pendel o. dgl. eine Sperrvorrichtung einschaltet, die das erste Pendel festhält.

301920. Kolbendichtungsring für Explosionskraftmaschinen. Wilhelm Leilich in Chemnitz und Emil Freytag in Zwickau, Sa. — Der neue Dichtungsring, der an einer Stelle aufgeschnitten ist, und dessen Enden stumpf zusammenstoßen, hat einen U-förmigen Querschnitt erhalten. Dadurch können die Explosionsgase in den Ring eindringen und wirken dann aus dem Innern des Ringes selbst heraus aus alle Wandungen desselben. Am wichtigsten ist für die vorliegende Ausführung die Wirkung des Arbeitsdrucks auf die beiden Seitenwandungen. Abgesehen davon, daß der ganze Ring schon mit eigener Federkraft nach außen wirkt, werden durch den Gasdruck die oberen Enden 1 und 4 auseinandergepreßt. Infolge der Biegsamkeit der seitlichen Wandungen sprechen diese Enden 1 und 4 schon bei einem verhältnismäßig geringen Druck an und folgen den Druckwirkungen äußerst leicht. Sobald aber der Druck der Arbeitsgase gering ist, werden diese „Lippen“ 1 und 4 weniger stark angepreßt, und dadurch wird die Reibung sogleich bedeutend herabgemindert. Dies erweist sich als nutzbringend beim Ankurbeln und überhaupt immer dann, wenn der Kolben ohne Arbeitsdruck läuft, wie es bei jedem Rückgang der Fall ist.



Zu Nr. 301920.

Die Wirkung des Druckes der Gase auf die Seitenwandungen wird darum besonders gut ausgenutzt, weil dieselben an einzelnen Stellen besonders nachgiebig gemacht sind und darum gerade die äußersten Enden 1 und 4 den Druckwirkungen leicht folgen können. Fig. 1 zeigt diese durch eine Abschwächung der Wandmitte auf der

Zylinderseite zwischen 1 und 2 vorgenommene Verbesserung. Dadurch wird der eigentliche Sitz der Federung auf einen kleinen Raum zusammengedrängt, und er wird dem reibenden Verschleiß vollständig entzogen, so daß die Güte dieser für ein ordentliches Arbeiten so wichtigen Federung im Betrieb keinerlei Änderung unterliegt. Im Vergleich dazu erscheinen aber die Stellen 1 und 4 selbst verstärkt, lassen ohne Betriebsstörung einen ansehnlichen Verschleiß zu.

Fig. 1 zeigt auch noch eine Aussparung auf der Kolbenseite, zwischen 3 und 4. Diese Aussparung kann ganz bis zum Fuß 3 geführt werden, wenn man dem Ring noch ein gewisses Spiel nach der Seite lassen will. Der U-förmige Querschnitt kann natürlich auch eine andere Formgebung erhalten, beispielsweise wie in Fig. 2.

Der Dichtungsring ist einmal durchschnitten um eine gute Federung zu erhalten. Der an dieser Stelle entstehende Zwischenraum wird durch Einbringen einer gleichfalls U-förmigen Einlage 6-7-8 verdeckt. Diese liegt schließend in dem Dichtungsring und wird mit seinem einen Ende verbunden.

Der Dichtungsring kann ebensowohl aus dem vollen gearbeitet als auch aus Blech gepreßt werden.

Dadurch, daß der Ring gleichzeitig an mehreren Stellen seines Querschnitts durch den Explosionsdruck und seine eigene Spannung angedrückt wird, erhält er die vorteilhaften Eigenschaften einer Ledermanschette, ohne deren Nachteile zu besitzen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Der Flugmeister. Was der Flugzeugführer und Beobachter von der Navigation wissen muß. Handbuch für Flugzeugführer und Beobachter zum nautischen Unterricht und Selbstunterricht. Von A. Bortels, Oberflugmeister. 3. verbesserte Auflage. Berlin 1918. Dietrich Reimer (Ernst Vohsen). Kl. 8°. 115 Seiten Text bzw. Tabellen und 12 Seiten Kalender, mit mehreren Figurentafeln. Preis geb., M. 1,—.

Das kleine Buch bietet mehr — und weniger, als man nach dem Titel: „Der Flugmeister“ erwarten sollte. Es enthält nämlich, in Form von Frage und Antwort, mit verschiedenen Abbildungen von Kompaß, Peilscheibe usw. der Firma Bamberg, eine recht klare und im allgemeinen leicht verständliche, wenn auch nicht bis in die letzten Einzelheiten richtige Einführung in die Handhabung und Kompensierung des Kompasses, in Geographie und Kartenkunde und Anwendung auf die Navigation. Die Verfahren sind durch zahlreiche Beispiele erläutert. Auch sind dem Werkchen eine Mißweisungskarte und viele Tabellen beigegeben, von denen einige, z. B. die Kurse und Entfernungen verschiedener Orte von Johannisthal, die Morsezeichen usw. dem Flieger wertvoll sein dürften, während andere Angaben enthalten, die im Flugzeug recht gleichgültig sind, wie den Durchmesser der Sonne in Kilometer, die Einwohnerzahl der Polargebiete, das Münzwesen von Bolivia u. dgl. Auf einen Anhang mit Anweisungen für erste Hilfeleistungen bei Unfällen sei noch besonders hingewiesen.

Neuland für Kriegerheimstätten kann bei rechtzeitigem Eingreifen des Staates zwischen Emden und Borkum gewonnen werden. Dort ist ein Gelände von 300 ha eingedeicht und für landwirtschaftliche Zwecke nutzbar gemacht worden. Nun kommt es darauf an, das so gewonnene Neuland nicht der Spekulation zu überlassen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pt.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Die deutsche Luftfahrt und mit ihr die W. G. L. hat einen großen Verlust erlitten: in der Nacht vom 5. zum 6. August erlitt der Fregattenkapitän Peter Strasser, der so oft erfolgreiche Führer unserer Luftschiffangriffe auf England, bei einer Unternehmung gegen die Ostküste Mittelenglands den Tod. Nach englischen Angaben wurde sein Schiff 40 Meilen von der Küste durch einen Flieger in Brand geschossen und stürzte in Flammen gehüllt in die See. Von der Besatzung hat man nichts mehr gehört. Strasser war nicht nur durch seine unerschrockene und kaltblütige Umsicht ein trefflicher Führer: auch an der technischen Entwicklung seiner Waffe hat er hervorragenden Anteil, und er verstand es, seinen kaltblütigen und unerschrockenen Willen auf die ihm untergebenen Offiziere und Mannschaften zu übertragen. Die Erfolge waren dementsprechend, und wiederholt hat er englische Stapel- und Verschiffungsplätze der Kriegsindustrie, englische Industrieanlagen, Häfen und be-

festigte Plätze außerordentlich geschädigt. Daher wurde er auch mit dem Orden pour le mérite ausgezeichnet.

In der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt war er ein hochgeschätztes Vorstandsmitglied, dessen Wort, das meist in anspruchsvoller Form gegeben wurde, ein großes Gewicht besaß. Wie bei seinen Kameraden und Vorgesetzten, so wird auch bei uns sein Andenken in hohen Ehren fortleben, wenn wir auch leider keine Stätte besitzen, an die sich pietätvolles Gedenken anschließen kann.

2. Auszeichnungen unserer Mitglieder:

Herr Richard Gradenwitz, Fabrikbesitzer in Berlin-Grünwald, erhielt von der Techn. Hochschule in Berlin-Charlottenburg die Würde eines Dr.-Ing. ehrenhalber.

Herr Max Oertz in Hamburg erhielt von der Techn. Hochschule in Darmstadt die Würde eines Dr.-Ing. ehrenhalber.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOUKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Straßburg, z. Z. Wien,

K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzoglich. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

31. August 1918.

Heft 15 und 16.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschlands für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee.“

INHALT:

Die Steigfähigkeit der Flugzeuge. Von E. Everling. 19. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. S. 89.
Zur Frage der Holmfestigkeit. Von Dr. E. Trefftz, Aachen. S. 101.

Patentschau. S. 103.
Bücher-Besprechungen. S. 104.

Die Steigfähigkeit der Flugzeuge.

Von E. Everling.

19. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Übersicht.

Die folgenden Ausführungen stellen in den beiden ersten Teilen die Bearbeitung eines englischen Aufsatzes von Riach¹⁾ über den Einfluß der Flächen- und Leistungsbelastung auf die Steiggeschwindigkeit von Flugzeugen dar. Seine Untersuchungen sind bemerkenswert durch die Art der Ableitung aus der Leistungsbilanz, durch einige Folgerungen und durch die Mitteilung von Zahlenunterlagen, wenn auch nur aus Modellversuchen. Einige Ergebnisse stimmen mit denen, die Kann²⁾ auf andere Weise gewonnen hat, überein. Unsere früheren³⁾ Untersuchungen

¹⁾ A. S. Riach, A. F. Ae. S., Assoc. Inst. N. A., Notes on the effect of power and surface loading on the climbing speeds of aeroplanes, Aeronautics vom 10. und 24. April 1918, Nr. 234 und 236, S. 313 und 355.

²⁾ H. Kann, 1917 in einer nicht veröffentlichten Arbeit.

³⁾ E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, diese Zeitschrift 1916, Heft 17/18, S. 124.

gingen von einem anderen Ansatz aus und führen daher zu abweichenden Formeln mit anderen Beiwerten.

Wir müssen uns hier auf die Wiedergabe von Riachs Ausführungen beschränken, haben jedoch seine Darlegungen durch Fußnoten zu ergänzen, die mathematischen Ableitungen zu vereinfachen und stellenweise zu berichtigen gesucht, haben ferner die in Deutschland üblichen Formelzeichen eingesetzt und alle Größen vom englischen auf das metrische Maßsystem umgerechnet.

Der dritte Teil bringt dann unsere Ausführung des Riachschen Ansatzes für die Steigzeit in einer Form, die für beliebige Abhängigkeit der Motorleistung von der Höhe gilt, ferner eine Anzahl von Beispielen, Näherungsformeln und ein vereinfachtes Verfahren zur Berechnung der Steigzeiten mit Hilfe der Steiggeschwindigkeit, sowie umgekehrt die Bestimmung der Leistungsabnahme aus der Steigfähigkeit, endlich einen Vorschlag für die Kennzeichnung der Steigfähigkeit (erreichbare Höhe und Steiggeschwindigkeit) durch Angabe zweier Zahlen, des Steigwertes.

I. Leistungsbilanz und Steigfähigkeit.

1. Ansatz der Leistungsgleichung.

Die jüngste Vervollkommenung der Flugzeuge hinsichtlich ihrer Steigfähigkeit ist, neben anderen Verbesserungen, in erster Linie der vergrößerten Motorleistung zu ver-

danken. Doch ist es wegen der Verschiedenheit der einzelnen Bauarten schwierig, den Einfluß der Leistungs- wie der Flächenbelastung auf die größtmögliche Steiggeschwindigkeit durch allgemeine Formeln wiederzugeben. Die folgenden einfachen Ausdrücke sollen denn auch nur zu Überschlagerrechnungen für den ersten Entwurf dienen und die Vorteile kleiner Leistungsbelastung für die Steigfähigkeit hervorheben.

Mit den Bezeichnungen:

- G = gesamtes Flugzeuggewicht, kg,
 F = tragende Fläche, m²,
 f = Fläche des schädlichen Widerstandes, m²,
 v = Fluggeschwindigkeit, m/s,
 v_z = Steiggeschwindigkeit, m/s,
 γ = Gewichtsichte der Luft, kg/m³, γ_0 deren Bodewert,
 g = Erdbeschleunigung = 9,81 m/s²,
 $\frac{\gamma}{g}$ = Massendichte der Luft, kgs²/m⁴,
 c_a = Auftriebsbeiwert zu F ,
 c_w = Rücktriebsbeiwert zu F , c_f desgl. zu f ,
 N = vorhandene Motorleistung, PS,
 N' = erforderliche Triebleistung, PS,
 η = Luftschraubenwirkungsgrad, vH,

gelten für den unbeschleunigten wagerechten Flug die bekannten Formeln

Gewicht = Auftrieb

$$G = \frac{\gamma}{2g} c_a F v^2, \quad (1)$$

Triebleistung
Geschwindigkeit = Widerstand

$$\frac{75 N'}{v} = \frac{\gamma}{2g} (c_w F + c_f f) v^2, \quad (2)$$

Für den Steigflug nimmt Riach nun den Steigwinkel φ so klein an, daß in der ersten dieser Formeln $G \cdot \cos \varphi$, die in die Richtung des Auftriebes fallende Seitenkraft des Fluggewichtes, mit G selbst vertauscht werden kann¹⁾.

Dann gilt Gleichung (1) auch noch für den Steigflug, und und die Flächenbelastung wird

$$\frac{G}{F} = \frac{\gamma}{2g} c_a v^2. \quad (3)$$

¹⁾ Für den Steigwinkel von beispielsweise 14° hat dies bereits einen Fehler von etwa 3 vH zur Folge. Allgemein bedeutet die Streichung des Faktors $\cos \varphi$ eine Vernachlässigung von (angenehnt) $v_z^2/2 v^2$ gegen 1, weil

$$\cos \varphi = \sqrt{1 - \sin^2 \varphi} = 1 - \frac{1}{2} \sin^2 \varphi$$

und die Steiggeschwindigkeit $v_z = v \cdot \sin \varphi$ ist. Für $v_z = 15$ m/s und $v = 30$ m/s, also $v_z/v = 1/2$, würde der Fehler daher $1/8$ oder 12,5 vH ($\varphi = 30^\circ$, $\cos \varphi = 0,866$, also genauer Fehler 13,4 vH).

Dividiert man die Gleichung (2) durch (3), so hebt sich

$\frac{g}{2\gamma} v^2$ heraus, und es folgt

$$\frac{75 N'}{v} = G \frac{c_w F + c_f f}{c_a F} = G \varepsilon, \quad (4)$$

wo

$$\varepsilon = \frac{c_w F + c_f f}{c_a F} = \frac{c_w + c_f \cdot \frac{f}{F}}{c_a} \quad (5)$$

die Gleitzahl des ganzen Flugzeuges bedeutet, so daß die Tangensfunktion des flachsten Gleitwinkels gleich ε ist, unabhängig von Gewicht, Flächenbelastung und Flügelfläche, abhängig nur von der Form des Flügelprofils, dem Beiwert und der Fläche des schädlichen Widerstandes im Verhältnis zur Flügelfläche. Nimmt man für neuzeitliche Flugzeuge c_f mit dem Wert 1,28, $\frac{f}{F}$ etwa mit 0,025 an, so wird

$$c_f \frac{f}{F} = 1,28 \cdot 0,025 = 0,032, \quad (6)$$

und ε entspricht einem Gleitwinkel¹⁾ von 6 bis 8°.

Für die zum Fliegen notwendige Leistung gilt andererseits nach Gleichung (2)

$$75 N' = \frac{\gamma}{2g} (c_w F + c_f f) v^3 \quad (7)$$

Löst man Gleichung (3) nach v auf und setzt den so ermittelten Wert

$$v = \sqrt{\frac{2g}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{c_a}} \sqrt{\frac{G}{F}} \quad (8)$$

in (7) ein, so fällt die Geschwindigkeit heraus und es folgt

$$75 N' = \left(\frac{2g}{\gamma}\right)^{1/2} \frac{c_w F + c_f f}{c_a^{1/2} F} G \left(\frac{G}{F}\right)^{1/2} = \left(\frac{2g}{\gamma}\right)^{1/2} \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} G \left(\frac{G}{F}\right)^{1/2} \quad (9)$$

Die erforderliche Leistung wird also bei gegebener Flughöhe (Luftichte), Flächenbelastung und Gesamtlast am geringsten, wenn $\frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}$ einen möglichst kleinen Wert besitzt. Mittels der Abkürzung²⁾

$$k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c}} \quad (10)$$

¹⁾ Also $\varepsilon = 0,10$ bis $0,14$, entsprechend einem Gleitverhältnis von 1:10 bis 1:7.

²⁾ Riach wählt eine andere, nicht dimensionslose Abkürzung! Ferner verwendet er nicht die neuen Prandtl'schen Auftriebsbeiwerte c_a , sondern die früheren vom halben Betrage, die er mit K_y bezeichnet. Wir benutzen in den aus dem englischen Original übernommenen Fig. 1 bis 5 ebenfalls diesen halben Wert, um die zugehörigen Zahlenangaben verwenden zu können, und bezeichnen ihn mit c .

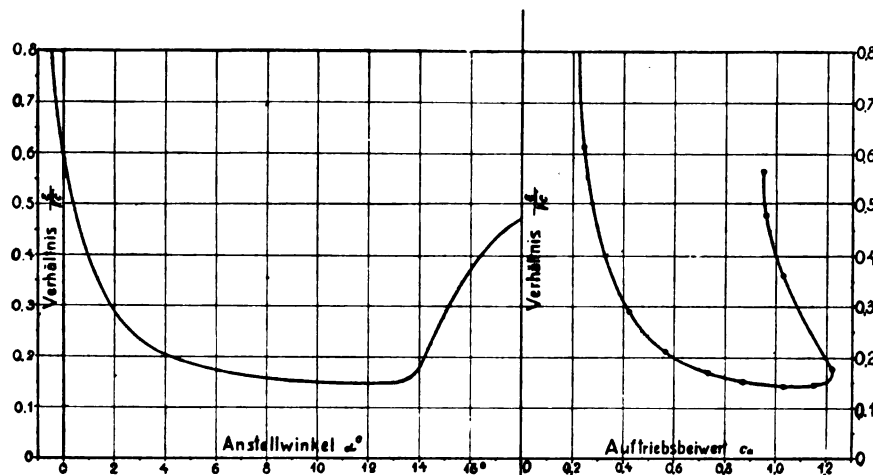


Fig. 1 und 2. Gütezahl $k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}$ für ein bestimmtes Flugzeug, abhängig vom Anstellwinkel α (linke Seite) und vom Auftriebsbeiwert c_a (rechte Seite). ε ist die Gleitzahl, das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb.

erhält man daher für die kleinste erforderliche Motorleistung N'_0 mit dem Kleinstwert der »Gütezahl« k

$$75 N'_0 = kG \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}} \quad (11)$$

Der Wert von k ist in Fig. 1 abhängig vom Anstellwinkel α , in Fig. 2 abhängig vom Auftriebsbeiwert c_a aufgetragen¹⁾.

Für die augenblickliche Steiggeschwindigkeit v_z in irgendeiner Höhe z (m) braucht Riach nun die Beziehung zwischen den Leistungen, die man mit Worten ausdrücken könnte:

Beste Steigleistung gleich Schraubenleistung abzüglich geringster Flugleistung,

also die Leistungsbilanz des Steigfluges

$$G v_z = 75 \eta N f(\gamma) - 75 N'_0 \quad (12)$$

wobei die Funktion $f(\gamma)$ den Faktor bedeutet, mit dem die Motorleistung N , wegen des schädlichen Einflusses der Luftdichteabnahme von γ_0 auf γ , zu verkleinern ist²⁾.

2. Steiggeschwindigkeit.

Wenn man hierin den Wert für die erforderliche Mindestflugleistung $75 N'_0$ aus Gleichung (11) einführt und noch durch G dividiert, so folgt

$$v_z = 75 \eta \frac{N}{G} f(\gamma) - k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}} \quad (13)$$

aus der sich für irgendeine Höhe z , wenn die zugehörige Luftdichte γ , ferner $f(\gamma)$, der Bestwert von k und der Wirkungsgrad η bekannt sind, die größtmögliche Steiggeschwindigkeit abhängig von der Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ und der Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ berechnen läßt. Sind γ und $f(\gamma)$ nicht aus Messungen gegeben, so kann man mit genügender Annäherung³⁾ setzen

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = e^{-\lambda z} \quad (14)$$

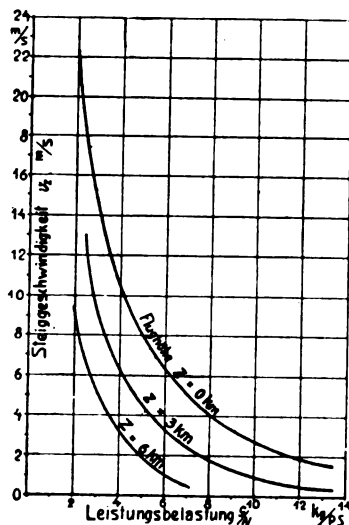


Fig. 3. Steiggeschwindigkeit v_z (m/s) abhängig von der Leistungsbelastung G/N (kg/PS) in verschiedenen Flughöhen z (km) für ein bestimmtes Flugzeug mit der Flächenbelastung $G/F = 34 \text{ kg/m}^2$.

¹⁾ Für welches Flügelprofil und Flugzeug, wird nicht mitgeteilt.

²⁾ In unseren früheren Untersuchungen war als hinreichende Näherung

$$f(\gamma) = \frac{\gamma}{\gamma_0}$$

gesetzt. Vgl. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, diese Zeitschrift 1916, Heft 17/18, S. 127, Gleichung (8).

³⁾ Für den Beiwert λ der Gleichung (14) haben wir in dieser Zeitschrift 1916, S. 126 (vgl. vorige Anmerkung) auf Grund von Erfahrungswerten für die Temperaturverteilung die Größe $\lambda = 0,000106 \text{ m}^{-1}$ berechnet, so daß sich ergibt

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = e^{-0,000106 z} = 10^{-0,000046 z} = 0,9 \frac{z}{1000}$$

und¹⁾

$$f(\gamma) = \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^n = e^{-\lambda z n} \quad (15)$$

Dann ergibt sich aus Gleichung (13)

$$v_z = 75 \eta \frac{N}{G} e^{-\lambda z n} - k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma_0}} e^{+\frac{\lambda z}{2}} \quad (16)$$

Dabei lassen sich λ , n und k leicht mit hinreichender Genauigkeit bestimmen. Die Werte der Steiggeschwindigkeit v_z , die sich mit solchen Größen und mit der Flächenbelastung $\frac{G}{F} = 34 \text{ kg/m}^2$ (= 7 Pfund/Kubikfuß) ergeben, sind in Fig. 3 abhängig von der Leistungsbelastung für die Höhenstufen²⁾ 0 und 3 und 6 km dargestellt.

3. Steigzeit.

Die Steigzeit zwischen zwei Höhen z_1 und z_2 (m) erhält man aus der Beziehung

$$\frac{dz}{dt} = v_z \quad (17)$$

durch Integration zwischen den Grenzen z_1 und z_2 mit Beachtung von (16)

$$t_2 - t_1 = \int_{z_1}^{z_2} \frac{dz}{v_z} = \int_{z_1}^{z_2} \frac{dz}{75 \eta \frac{N}{G} e^{-\lambda z n} - k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma_0}} e^{\frac{\lambda z}{2}}} \quad (18)$$

»und das mag dann ausgewertet werden«, sagt Riach.

Im dritten Teil dieser Arbeit wollen wir die Integration der Gleichung (18), auf die Riach merkwürdigerweise verzichtet, für beliebige Werte von n durchführen und damit aus der toten Formel einen brauchbaren Ausdruck für die Steigzeit, die wichtigste Größe der ganzen Betrachtung, für die Abnahme der Motorleistung nach beliebigen Werten von n gewinnen.

4. Gipfelhöhe.

Riach benutzt den Ansatz (18) lediglich zur Berechnung der Gipfelhöhe z_g . Sie ist dadurch gekennzeichnet, daß für $z = z_g$ die Steiggeschwindigkeit v_z verschwindet, weil die verfügbare Motorleistung soweit gesunken ist, daß sie gerade gleich der mindest erforderlichen Flugleistung geworden ist. Das tritt nach Gleichung (18) streng genommen erst für $t_2 - t_1 = \infty \text{ ein}^3$.

Nach Gleichung (16) folgt also durch Nullsetzen der linken Seite und einfache Umformung

$$e^{\frac{2n+1}{2} \lambda z_g} = \frac{75 \eta N}{k G} \sqrt{\frac{F}{G} \cdot \frac{\gamma_0}{g}} \quad (19)$$

und wenn man dies logarithmiert und nach z_g auflöst, für die Gipfelhöhe

$$z_g = \frac{2}{(2n+1)\lambda} \ln \left\{ \frac{75 \eta N}{k G} \sqrt{\frac{F}{G} \cdot \frac{\gamma_0}{g}} \right\} \quad (20)$$

woraus sich für gleichbleibenden Schraubenwirkungsgrad η , ungeänderten Anstellwinkel (k konstant) und ein bestimmtes Gesetz für die Motorleistungsabnahme der Einfluß der Flächen- und Leistungsbelastung auf die Gipfelhöhe ergibt⁴⁾.

¹⁾ Unser früherer Ansatz entspricht also dem Werte $n = 1$ (vgl. Anmerkung 2, S. 91 links).

²⁾ Streng genommen für 0 und 3,05 und 6,10 km (= 10000 bzw. 20000 Fuß), doch ist der Unterschied auf der Zeichnung nicht merkbar.

³⁾ Doch wird, wie die Erfahrung oder eine einfache Überlegung an Hand der Formeln zeigt, bereits nach kurzer Steigzeit v_z so klein, daß man sich praktisch in der Gipfelhöhe befindet. Dazu kommt noch, daß wegen der unvermeidlichen Steuerbewegungen, deren jede den Widerstand erhöht und damit die Flugleistungen verschlechtert, diese Gipfelhöhe nicht vollständig erreicht werden kann.

⁴⁾ Mit Gleichung (19) folgt also für die Steiggeschwindigkeit (16) der einfachere Ausdruck

$$v_z = 75 \eta \cdot \frac{N}{G} \cdot e^{\frac{\lambda z}{2}} \left(e^{-\frac{2n+1}{2} \lambda z} - e^{-\frac{2n+1}{2} \lambda z_g} \right) =$$

Für rohe Schätzungen kann man $n = 1,1$ annehmen¹⁾. Dann erhält man für die Gipfelhöhe in Abhängigkeit von der Leistungsbelastung die Kurve der Fig. 4, die für nicht näher mitgeteilte Werte von λ , η , k und wieder für die Flächenbelastung $G/F = 34 \text{ kg/m}^2$ berechnet wurde. Für $\lambda = 0,000106$ ergibt sich nach Übergang zu gewöhnlichen Logarithmen, also nach Ersatz von λ durch $0,000046$, der Faktor

$$\frac{2}{(2 \cdot 1,1 + 1) \cdot 0,000046} = 13500 \text{ m} = 13,5 \text{ km.}$$

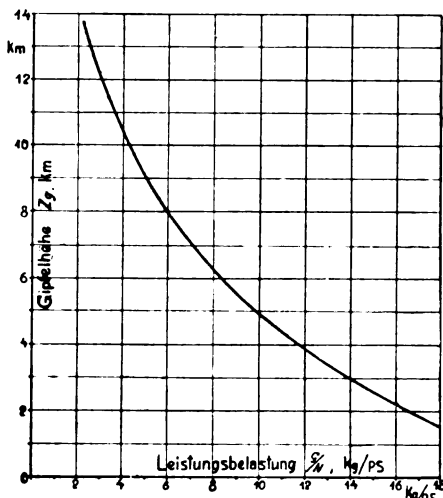


Fig. 4. Gipfelhöhe z_g (km) abhängig von der Leistungsbelastung für das Flugzeug der Fig. 3.

Andererseits gibt Gleichung (10), wenn z_g durch z (Flughöhe) ersetzt wird, mit dem jeweiligen Bestwerte für k

$$\frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}} = \frac{75 \eta}{k} \sqrt{\frac{\gamma_0}{g}} e^{-\frac{2n+1}{2} \lambda z} \quad (21)$$

zur Bestimmung der Flächen- oder Leistungsbelastung, für die ein Flug in irgendeiner Höhe z gerade noch möglich, für die also kein Auftriebsüberschuß mehr vorhanden ist, was die französischen Ingenieure 'tangente' nennen²⁾.

II. Flügelprofil und Steigfähigkeit.

5. Veränderlichkeit der Gipfelhöhe.

Im zweiten Teil seiner Ausführungen untersucht Riach den Einfluß der aerodynamischen Eigenschaften des verwendeten Flügels auf die Steigleistungen.

$$\begin{aligned} &= 75 \eta \cdot \frac{N}{G} \cdot \sqrt{\frac{\gamma_0}{g}} \left(\sqrt{\frac{\gamma_0}{g}}^{\frac{2n+1}{2}} - \sqrt{\frac{\gamma_0}{g}}^{\frac{2n-1}{2}} \right) = \\ &= 75 \eta \cdot \frac{N}{G} \left(\frac{\gamma_0}{g} \right)^n \left(1 - \sqrt{\frac{\gamma_0}{g}}^{\frac{2n-1}{2}} \right) \end{aligned} \quad (16a)$$

der für die Gipfelhöhe verschwindet.

Die Formeln (16), (16a) und (20) zeigen, wie Gipfelhöhe und Steigvermögen von den Bauverhältnissen des Flugzeuges (Flächenbelastung, Gütezahl und Schraubenwirkungsgrad) abhängen, vor allem aber, wie ungeheuer wichtig eine geringe Leistungsbelastung und eine langsame Abnahme der Motorleistung für gute Steigleistungen sind!

Es wäre jedoch ein Trugschluß, wollte man etwa den Einfluß einer Vergrößerung von F unmittelbar aus den Formeln ablesen; denn jede Änderung der Flügelfläche bedingt eine Verschiebung des Bestwertes von k nach (10) und (5). In Gleichung (16) und (20) ist also stets das Produkt $k^2 \cdot \frac{G}{F}$ zu werten.

¹⁾ Also eine etwas stärkere Leistungsabnahme als proportional der Luftdichte! Vgl. Anm. I, S. 91 rechts.

²⁾ Man kann sich diesen Zustand verwirklicht denken durch Überlastung des Flugzeuges (dann allerdings ohne die Möglichkeit, vom Boden abzukommen!) oder durch Drosseln des Motors oder Verkleinern der Flügelfläche während des Fluges (Einrichtungen dazu sind immerhin vorstellbar; freilich würde gleichzeitig der Bestwert von k verschlechtert).

Wenn für zwei verschiedene Flügelprofile die Größe k , die durch Gleichung (10) erklärt wird, etwa die Bestwerte k_1 und k_2 besitzt, so kann man die zugehörigen Gipfelhöhen z_{g1} und z_{g2} nach (20) berechnen, und ihre Differenz wird

$$\begin{aligned} z_{g1} - z_{g2} &= \frac{2}{(2n+1)\lambda} \left(\ln \left\{ \frac{75 \eta}{k_1} \frac{N}{G} \sqrt{\frac{F}{G} \cdot \frac{\gamma_0}{g}} \right\} - \right. \\ &\quad \left. - \ln \left\{ \frac{75 \eta}{k_2} \frac{N}{G} \sqrt{\frac{F}{G} \cdot \frac{\gamma_0}{g}} \right\} \right) = \frac{2}{(2n+1)\lambda} \ln \left\{ \frac{k_2}{k_1} \right\} = \\ &= 13500 \cdot \log \left\{ \frac{k_2}{k_1} \right\}, \quad (22) \end{aligned}$$

wenn man die obigen Zahlenwerte einsetzt.

Durch Änderung der aerodynamischen Eigenschaften eines Flugzeuges wird also die Gipfelhöhe um einen bestimmten Betrag erhöht oder erniedrigt, unabhängig von den in beiden Fällen als unverändert angenommenen Größen Flächenbelastung, Leistungsbelastung und Wirkungsgrad, abhängig nur von dem Verhältnis der Gütezahlen k_1 und k_2 , sowie von den Annahmen für n und λ — ein «nigermaßen überraschendes Ergebnis».

Wenn also irgend zwei Flugzeuge mit verschiedener, ganz beliebiger Leistungs- und Flächenbelastung gleiches Flügelprofil¹⁾, aber Gipfelhöhen von beispielsweise 4,5 und 7,5 km besitzen, und wenn man bei beiden die Flügelquerschnitte in gleicher Weise abändert, z. B. verschlechtert, so daß die neue Gipfelhöhe des ersten Flugzeuges jetzt nur noch 3 km beträgt, also um 1,5 km geringer ist, dann wird die des anderen um ebensoviel kleiner, also 6 km.

Da man annehmen kann, daß der Bestwert von k im Verhältnis 5 zu 7 schwankt²⁾, so kann die Änderung der Gipfelhöhen infolge des Flügelprofiles bis zu $13,5 \cdot \log \left(\frac{7}{5} \right)$ oder rund 2 km betragen.

6. Veränderlichkeit der Steiggeschwindigkeit.

In derselben Weise wie die Formel für die Gipfelhöhe kann auch die Gleichung (13) für die Steiggeschwindigkeit auf zwei verschiedene Werte von k angewendet werden. So erhält man zwei Steiggeschwindigkeiten v_{z1} und v_{z2} , deren Differenz wird, da das erste Glied der rechten Seite sich heraushebt,

$$v_{z1} - v_{z2} = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}} (k_2 - k_1) \quad (23)$$

Die Differenz der Steiggeschwindigkeiten mit zwei verschiedenen Flügelprofilen ist also unabhängig von der Leistungsbelastung, sie hängt allein von Flächenbelastung und Höhe ab³⁾.

¹⁾ Diese Voraussetzung ist gar nicht einmal nötig, da es ja nur auf das Verhältnis der Größen k vor und nach der Änderung ankommt. Die Flügelprofile können also ebenfalls beliebig sein. Wenn die aerodynamische Güte, die durch den Bestwert k gekennzeichnet ist, sich nur bei beiden Flugzeugen in demselben Verhältnis ändert, ist zur Gipfelhöhe die gleiche Strecke hinzuzufügen.

²⁾ Riach gibt für gebräuchliche Flügelprofile die Zahlen 0,005 bis 0,007 als Grenzen für den Bestwert des Ausdrucks $\frac{k}{550} \sqrt{\frac{g}{\gamma_0}}$, wobei $\frac{\gamma_0}{g}$ in Fuß und Pfund ausgedrückt ist, und zwar geht aus den späteren Beispielen hervor, daß er setzt

$$\frac{\gamma_0}{g} = 0,00238 \text{ Pfund} \cdot \text{s}^2/\text{Fuß}^4 = \frac{1}{8} \text{ kgs}^2/\text{m}^4.$$

Nun ist

$$550 \sqrt{0,00238} = 27,$$

also folgt:

$$\begin{aligned} k_1 &= 0,005 \cdot 27 = 0,13, \\ k_2 &= 0,007 \cdot 27 = 0,19, \end{aligned}$$

so daß sich für die Bestwerte von

$$\frac{c_a^3}{c_w^3} = \frac{c_a}{\varepsilon^2} = \frac{2}{k^2}$$

der Bereich von 110 bis 60 ergäbe!

³⁾ Und von der Differenz der Gütezahlen k , im Gegensatz zu der Feststellung in Anmerkung 1.

Mit der obigen¹⁾ Annahme für den größten und kleinsten möglichen Bestwert von k , $k_1 = 0,13$ und $k_2 = 0,19$, ergibt sich für eine Flächenbelastung von 34 kg/m^2 und für eine Höhe von $3,05 \text{ km}$ (10000 Fuß), also für ein Luftdichteverhältnis

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 0,740 \text{ oder für } \frac{\gamma}{g} = 0,740 \cdot \frac{1}{8} = 0,0925 \text{ kgs}^2/\text{m}^4,$$

$$v_{z1} - v_{z2} = \sqrt{\frac{34}{0,0925}} (0,19 - 0,13) = 1,0 \text{ m/s.}$$

Dieser Betrag wächst mit zunehmender Höhe, und zwar ändert er sich um etwa 40 vH , wenn man vom Boden aus in 6 km Höhe steigt²⁾.

7. Größte Fluggeschwindigkeit.

Zur Ermittlung der größten Fluggeschwindigkeit hat man die Steiggeschwindigkeit, d. h. den Auftriebsüberschuß, gleich Null zu setzen und erhält dann statt Gleichung (13)

$$75 \eta f(\gamma) \frac{N}{G} = k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}} \quad (24)$$

also durch Auflösung nach k

$$k = 75 \eta f(\gamma) \frac{N}{G} \sqrt{\frac{F}{G} \cdot \frac{\gamma}{g}} \quad (25)$$

und daraus kann man abschätzen

1. dasjenige Flügelprofil aus einer gegebenen Anzahl, mit dem sich die größte Fluggeschwindigkeit in irgendeiner Höhe erzielen läßt,
2. den Wert dieser größten Geschwindigkeit in irgendeiner Höhe.

»Es ist wohl am besten«, den Wert $k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{\frac{c_a}{2}}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c}}$

in Abhängigkeit von $\frac{1}{\sqrt{\frac{c_a}{2}}} = \frac{1}{\sqrt{c}}$ für das betreffende Flügel-

profil, oder vorteilhafter für mehrere Profile, aufzuzeichnen, wie es in Fig. 5 geschehen ist, »und dann ist es klar, daß die größte erreichbare Geschwindigkeit durch diesen Ausdruck gegeben wird«; denn wenn er in der angegebenen Weise aufgetragen wird, so bestimmt derjenige Wert der Ordinate, der mit dem Ausdruck auf der rechten Seite der Gleichung (25)

übereinstimmt, den Wert von $\frac{1}{\sqrt{c}} = \sqrt{\frac{2}{c_a}}$, für den die Geschwindigkeit ihren größten Betrag erreicht. Dieser Wert muß dann nach Gleichung (8) nur noch mit $\sqrt{\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}}$ multipliziert werden, um die richtige Bestgeschwindigkeit (»top speed«) in m/s oder in der sonst verwendeten Einheit zu ergeben. Hat man eine Anzahl solcher Kurven für verschiedene Flügelprofile aufgetragen, so kann gleichzeitig das zur Erzielung der höchstmöglichen Geschwindigkeit geeignete herausgesucht werden.

Ebenso läßt sich nach Gleichung (25) und (21) die Änderung der Größtgeschwindigkeit mit der Höhe unmittelbar aus Fig. 5 ablesen, wenn man die Größe des Ausdruckes $f(\gamma) \cdot \sqrt{\gamma}$ abändert, der nach Annahme (15) den Wert $e^{-\frac{2 \cdot 9 + 1}{2} \lambda z}$ besitzt.

Diese Art der Darstellung ähnelt etwas der von Handley Page³⁾ in seiner Untersuchung über die Vergrößerungsmöglichkeit von Flugzeugen.

¹⁾ Vgl. Anmerkung 2, S. 92 rechts.

²⁾ Weil $\frac{\gamma}{\gamma_0}$ am Boden 1,00, in 6 km Höhe (im Englischen 20000 Fuß) aber $0,52$ beträgt; denn

$$\frac{1}{\sqrt{0,52}} = 1,39.$$

³⁾ F. Handley Page, The case for the large aeroplane, Vortrag vom 7. Februar 1917 vor der Aeronautical Society of Great Britain, Aeronautical Journal vom Januar/März 1917, Nr. 81, S. 28, auch The Aeroplane vom 14. Februar 1917, S. 446, und Aeronautics vom 14. und 21. Februar 1917, S. 127 und 147.

Bei den bisherigen Erörterungen des Einflusses einer Änderung von Flächen- oder Leistungsbelastung ist das Verhältnis der Fläche f des schädlichen Widerstandes zur tragenden Fläche F als annähernd konstant angenommen worden, aber für irgendein besonderes Flugzeug kann der schädliche Widerstand »auf dem gewöhnlichen Wege« genauer geschätzt und die Kurve entsprechend berichtigt werden. Für geometrisch ähnliche Flugzeuge wäre f/F genau das gleiche; aber noch innerhalb eines weiten Bereiches ausgeführter Bauarten trifft das zu. Wenn beispielsweise ein kleines Erkundungsflugzeug mit einer Flügelfläche von etwa $F = 20 \text{ m}^2$ eine »schädliche Fläche« von $f = 0,5 \text{ m}^2$ hat, so wird ein Großflugzeug mit $F = 200 \text{ m}^2$ ungefähr ein $f = 5 \text{ m}^2$ besitzen. Jedenfalls ist für grundlegende allgemeingültige Untersuchungen die Annäherung $f/F = \text{konstant}$ gestattet¹⁾.

8. Anwendungen.

Aus Kurvendarstellungen nach Art der Fig. 5 erhält man also unmittelbar die für die Leistung maßgebenden Größen für ein Flugzeug in beliebigen Höhen, wenn Flächen- und Leistungsbelastung gegeben sind. Man findet

1. die größte Fluggeschwindigkeit in irgendeiner Höhe,
2. die kleinste Fluggeschwindigkeit in irgendeiner Höhe,
3. die Geschwindigkeit geringsten Leistungsbedarfes in irgendeiner Höhe,
4. die beste Steiggeschwindigkeit in irgendeiner Höhe, gewöhnlich einfach als Steiggeschwindigkeit in der betreffenden Höhe bezeichnet,
5. die Gipfelhöhe,
6. unter einer Reihe von Flügelprofilen das bestgeeignete für
 - a) größte Steiggeschwindigkeit,
 - b) größte Geschwindigkeit im wagerechten Fluge,
 - c) größte Landegeschwindigkeit.

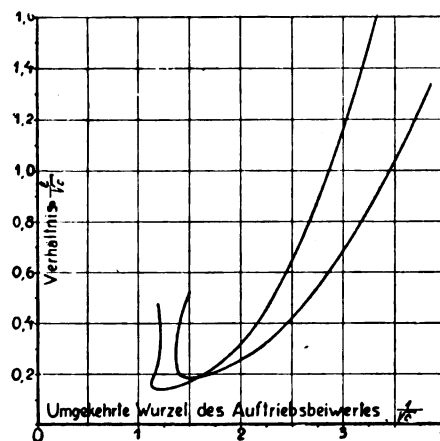


Fig. 5. Güteindex k (vgl. Fig. 1 und 2) abhängig von dem Ausdruck $\frac{1}{\sqrt{c}} = \sqrt{\frac{2}{c_a}}$ für zwei Flugzeuge mit verschiedenen Profilen.

Es ist daher klar, daß dieses Verfahren die Leistungsberechnungen außerordentlich vereinfacht, während es, was noch wichtiger ist, den Flugzeugbauer befähigt, »mit einem Blick« das geeignete Profil für irgendeine geforderte Leistung auszuwählen oder umgekehrt bei gegebener Flächen- und Leistungsbelastung die Flugeigenschaften vorherzusagen.

9. Beispiele.

Ein Beispiel möge die Anwendung des Verfahrens zeigen. Fig. 5 stellt zwei Flügelprofile in der beschriebenen Weise dar. Die Leistungsbelastung ist $G/N = 6,7 \text{ kg/PS}$ (15 Pfund/HP), die Flächenbelastung $G/F = 34 \text{ kg/m}^2$, der Luftschraubenwirkungswinkel $\eta = 75 \text{ vH}$ für die Bestgeschwindigkeit und

¹⁾ Vgl. dazu z. B. E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, diese Zeitschrift 1914, Heft 13, S. 197, wo der Einfluß der Annahme für die Veränderlichkeit der Fläche f des schädlichen Widerstandes auf die Gleitzahl erörtert wird.

65 vH für die verminderte Bahngeschwindigkeit, die dem steilsten Anstieg, dem Flug mit geringstem Leistungsbedarf oder in größter Höhe entspricht.

Größte Geschwindigkeit in Bodennähe. Wird etwa, um mit dem einfachsten Falle zu beginnen, möglichst hohe Geschwindigkeit in der Nähe des Bodens verlangt, so ist das Flügelprofil das bessere, dessen Kurve in Fig. 5 weiter rechts liegt. Denn es besitzt für alle Werte von k das größere

$\frac{1}{\sqrt{c}}$, also höhere Geschwindigkeit. Nach Gleichung (25) ist nun für Bodennähe, $\frac{\gamma_0}{g} = \frac{1}{8} \text{ kgs}^2/\text{m}^4$,

$$k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c}} = 75 \eta f(\gamma_0) \frac{N}{G} \sqrt{\frac{\gamma_0}{g} \cdot \frac{F}{G}} = \frac{75 \cdot 0,75 \cdot 1}{6,7} \sqrt{\frac{1}{8 \cdot 34}} = 0,51.$$

Für den Ordinatenwert von 0,51 erhält man¹⁾ aber aus Fig. 5 für die beiden Flügelprofile die Abszissen $\frac{1}{\sqrt{c}} = 2,64$ bzw. 2,32. Diese Werte hat man nach Gleichung (8) noch zu multiplizieren mit $\sqrt{\frac{g}{\gamma_0} \cdot \frac{G}{F}} = \sqrt{8 \cdot 34} = 16,5$, um die Fluggeschwindigkeit zu erhalten. Es folgt also

$v = 2,64 \cdot 16,5 = 43,5 \text{ m/s} = 157 \text{ km/h}$,
und im zweiten Falle

$v = 2,32 \cdot 16,5 = 38,3 \text{ m/s} = 138 \text{ km/h}$,
also 19 km/h geringer!

Geringste Geschwindigkeit in Bodennähe. Der geringste Wert von $\frac{1}{\sqrt{c}}$ beträgt nach Fig. 5 für das erstgenannte Flügelprofil 1,38, für das andere 1,16. Die geringste mögliche Geschwindigkeit ist also bei letzterem kleiner, d. h. günstiger; sie beläuft sich nach Gleichung (8) auf

$v = 1,38 \cdot 16,5 = 22,8 \text{ m/s} = 82 \text{ km/h}$,
bzw.

$v = 1,16 \cdot 16,5 = 19,1 \text{ m/s} = 69 \text{ km/h}$,
also im zweiten Falle um 13 km/h geringer!

Geschwindigkeit für geringsten Leistungsaufwand in Bodennähe. Für den kleinsten, besten Wert von k hat $\frac{1}{\sqrt{c}}$ nach Fig. 5 den Betrag von 1,44 bzw. 1,30; also erhält man für den wagerechten Flug mit geringstem Leistungsaufwand²⁾ nach Gleichung (8) die Geschwindigkeit

$v = 1,44 \cdot 16,5 = 23,7 \text{ m/s} = 86 \text{ km/h}$,
bzw.

$v = 1,30 \cdot 16,5 = 21,4 \text{ m/s} = 77 \text{ km/h}$.

Größte Steiggeschwindigkeit in Bodennähe. Zur Berechnung der Steiggeschwindigkeit ist $\eta = 0,65$ und nicht 0,75 zu nehmen. Der Kleinstwert von $k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c}}$ beträgt nach der Figur 0,178 bzw. 0,138. Also folgt aus Gleichung (13) für das erste Glied:

$$75 \cdot 0,65 \cdot 1 \cdot \frac{1}{6,7} = 7,3, \text{ ferner: } \sqrt{34 \cdot 8} = 16,5;$$

demnach für die Steiggeschwindigkeit

$v_z = 7,3 - 0,178 \cdot 16,5 = 4,3 \text{ m/s}$,
bzw.

$v_z = 7,3 - 0,138 \cdot 16,5 = 5,0 \text{ m/s}$,
im zweiten Falle wesentlich höher.

Gipfelhöhe. Auch zur Ermittlung der Gipfelhöhe ist $\eta = 0,65$ einzusetzen. Für die gleichen Werte von k folgt aus Gleichung (20) mit dem Zahlenwert 13,5 für den Faktor, weil

$$\frac{75 \cdot 0,65}{6,7} \sqrt{\frac{1}{8 \cdot 34}} = 0,441$$

ist,

¹⁾ Die nicht nur im Verhältnis zur Figur, sondern auch an sich allzu genauen Zahlenwerte wurden hier und in den folgenden Beispielen dem Text entnommen und nach Bedarf abgerundet.

²⁾ Vgl. Anm. 2, S. 92 links.

$$z_0 = 13,5 \cdot \log \left(\frac{0,441}{0,178} \right) = 5,3 \text{ km}$$

bzw.

$$z_0 = 13,5 \cdot \log \left(\frac{0,441}{0,138} \right) = 6,8 \text{ km},$$

für das zweite Profil also eine um 1,5 km größere Gipfelhöhe.

Ebenso lassen sich die Werte der Bestgeschwindigkeit und Steiggeschwindigkeit für irgendeine andere Höhe ermitteln. Man hat nur für das Luftdichteverhältnis $\frac{\gamma}{\gamma_0}$ den zugehörigen Wert in die Formeln einzuführen.

III. Berechnung der Steigzeiten.

10. Der Ansatz für die Steigzeit.

Die Frage der Steigfähigkeit ist in der praktischen Anwendung stets eine Frage der Steigzeiten. In der Steigzeit vom Erdboden bis zu einer bestimmten Höhe gibt die Barographenkurve ein Maß für die Steigfähigkeit, das sich unmittelbar auf das tatsächliche Bedürfnis übertragen läßt, da es ja bei der Verwendung eines Flugzeuges im allgemeinen nicht darauf ankommt, mit welcher Geschwindigkeit es am Boden oder in irgendeiner Höhe steigt, sondern in wieviel Minuten es eine gewisse Höhe zu erreichen vermag.

Aus diesem Grunde erscheint es lohnend, Riachs Ansatz für die Steigzeit aufzulösen. Die Gleichung (18) lautet, wenn wir Zähler und Nenner mit $\frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \cdot e^{-\frac{\lambda}{2} z}$ multiplizieren und die Differenz $t_2 - t_1$ kurz mit t bezeichnen,

$$t = \frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \int_{z_1}^{z_2} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z} dz}{e^{-\frac{\lambda}{2} z(2n+1)} - \frac{k}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma_0}}}, \quad (26)$$

oder wegen der Bezeichnung (19) für die Gipfelhöhe z_0 , bzw. nach Gleichung (16a), gleichmäßiger

$$t = \frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \int_{z_1}^{z_2} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z} dz}{e^{-\frac{\lambda}{2} z(2n+1)} - e^{-\frac{\lambda}{2} z_0(2n+1)}}, \quad (27)$$

ein Ausdruck, der unmittelbar zeigt, daß der Nenner für $z = z_0$ zu Null wird. Setzt man nun zur Abkürzung für die Größe $e^{-\frac{\lambda}{2} z}$, die nebenbei bemerkt nach Gleichung (14) nichts anderes ist als die Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis, eine andere Veränderliche x , also

$$e^{-\frac{\lambda}{2} z} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} = x, \quad \dots \dots \dots (28)$$

$$-\frac{\lambda}{2} e^{-\frac{\lambda}{2} z} dz = dx, \quad \dots \dots \dots (29)$$

und für die entsprechenden Ausdrücke mit z_0, z_1, z_2 die Werte x_0, x_1, x_2 , so folgt für die Steigzeit einfach

$$t = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \int_{x_1}^{x_2} \frac{dx}{x^{2n+1} - x_0^{2n+1}}, \quad (30)$$

also ein Ausdruck, der sich nach bekannten Regeln, freilich nicht in einfacher, allgemeiner Form, auflösen läßt: denn $2n+1$ kann stets durch einen Bruch $\frac{p}{q}$ angenähert und x durch y^q ersetzt werden, so daß man unter dem Integralzeichen einen Ausdruck $\frac{y^{q-1} dy}{y^p - y_0^p}$ erhält. Am einfachsten wird die Berechnung, wenn der Exponent $(2n+1)$ eine ganze Zahl ist, wenn also $n = 0, n = \frac{1}{2}, n = 1, n = \frac{3}{2}$ usw., allgemein n ein

Vielfaches von $\frac{1}{2}$, d. h. wenn die Motorleistung von der Luft-
dichte unabhängig oder ihrer Wurzel oder ihr selbst oder ihrer
dreihalbten Potenz usw. proportional ist¹⁾.

11. Allgemeine Gleichung für die Steigzeit.

Wir verzichten zunächst auf die Verfolgung dieser Sonder-
fälle, suchen vielmehr die Gleichung (30) allgemein für be-
liebige Werte von n zu behandeln, um die Steigzeitenberech-
nung für beliebige, durch irgendwelche Versuche festgestellte
Gesetze für die Abnahme der Motorleistung mit der Höhe
durchführen zu können; nur müssen sich diese Gesetze auf
die Form der Gleichung (15)

$$f(\gamma) = e^{-\lambda z n} = x^{2n} \quad \dots \quad (31)$$

bringen lassen, wie es im allgemeinen mit hinreichender An-
näherung der Fall sein wird.

Für beliebige Werte von n ist jedoch eine Auflösung des
Integrals in allgemeiner, einfacher Form nicht mehr möglich.
Man kann sich dadurch helfen, daß in (30) der Ausdruck

$$\frac{1}{x^{2n+1} - x_g^{2n+1}} \text{ in eine unendliche Reihe entwickelt und} \\ \text{diese dann Glied für Glied integriert wird. Nun ist aber} \\ \frac{1}{x^{2n+1} - x_g^{2n+1}} = \frac{x - (2n+1)}{1 - \left(\frac{x_g}{x}\right)^{2n+1}} = \\ = x - (2n+1) \sum_{v=0}^{\infty} \left(\frac{x_g}{x}\right)^{(2n+1)v} = \sum_{v=0}^{\infty} \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)(v+1)}} \quad (32)$$

Von der Richtigkeit dieser Gleichung überzeugt man sich
leicht durch Ausmultiplizieren mit dem Nenner der linken
Seite.²⁾

Jetzt läßt sich die Gleichung (30) auflösen; man erhält
zunächst³⁾

¹⁾ Die bekannten Formeln für die Fälle $n = 0, \frac{1}{2}, 1, \frac{3}{2}$
seien der Vollständigkeit wegen hier angeführt; sie lauten, wenn
man die Konstanten wegläßt:

$$\int \frac{dx}{x - x_g} = \ln(x - x_g), \quad \dots \quad (30a)$$

$$\int \frac{dx}{x^2 - x_g^2} = \frac{1}{2x_g} \ln \left(\frac{x - x_g}{x + x_g} \right), \quad \dots \quad (30b)$$

$$\int \frac{dx}{x^3 - x_g^3} = \frac{1}{3x_g^3} \ln \left\{ \frac{x - x_g}{\sqrt{x^2 + x x_g + x_g^2}} \right\} - \frac{1}{\sqrt{3} x_g^2} \arctg \left(\frac{2x + x_g}{x_g \sqrt{3}} \right), \quad \dots \quad (30c)$$

$$\int \frac{dx}{x^4 - x_g^4} = \frac{1}{4x_g^4} \ln \left(\frac{x - x_g}{x + x_g} \right) - \frac{1}{2x_g^3} \arctg \left(\frac{x}{x_g} \right), \quad \dots \quad (30d)$$

Für die Anwendung zur Berechnung der Steigzeit wären sie für
 x_1 und für x_2 zu bilden, beide Ausdrücke voneinander abzuziehen
und das Ganze mit $\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N}$ zu multiplizieren. Ferner müssen
für x_g, x_1, x_2 wieder die Werte nach Gleichung (28) eingesetzt
werden. Wie sich die Formeln durch Vernachlässigungen vereinfachen
und verallgemeinern lassen, zeigt Abschnitt 15.

²⁾ Die Summen bedeuten dabei, ausführlich geschrieben,

$$\sum_{v=0}^{\infty} \left(\frac{x_g}{x}\right)^{(2n+1)v} = \\ = 1 + \left(\frac{x_g}{x}\right)^{2n+1} + \left(\frac{x_g}{x}\right)^{4n+2} + \left(\frac{x_g}{x}\right)^{6n+3} + \dots \quad (32a)$$

und

$$\sum_{v=0}^{\infty} \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)(v+1)}} = \\ = \frac{1}{x^{2n+1}} + \frac{x_g^{2n+1}}{x^{4n+2}} + \frac{x_g^{4n+2}}{x^{6n+3}} + \frac{x_g^{6n+3}}{x^{8n+4}} + \dots \quad (32b)$$

³⁾ Die letzte Summe in (33) lautet, ausführlich geschrieben:

$$\sum_{v=0}^{\infty} \frac{1}{(2n+1)v + 2n} \cdot \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)v + 2n}} = \frac{1}{2n} \cdot \frac{1}{x^{2n}} - \\ - \frac{1}{4n+1} \cdot \frac{x_g^{2n+1}}{x^{4n+1}} - \frac{1}{6n+2} \cdot \frac{x_g^{4n+2}}{x^{6n+2}} - \dots \quad (33a)$$

$$\int \frac{dx}{x^{2n+1} - x_g^{2n+1}} = \int dx \sum_{v=0}^{\infty} \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)(v+1)}} = \\ = \sum_{v=0}^{\infty} \int \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)(v+1)}} dx = \\ = - \sum_{v=0}^{\infty} \frac{1}{(2n+1)v + 2n} \cdot \frac{x_g^{(2n+1)v}}{x^{(2n+1)v + 2n}} \quad (33)$$

Führt man hierin die Grenzen $x = x_2$ und $x = x_1$ ein,
subtrahiert die beiden so entstehenden Ausdrücke und ersetzt
 x_g, x_2, x_1 wieder durch ihre Werte $e^{-\frac{\lambda}{2} z_g}, e^{-\frac{\lambda}{2} z_2}, e^{-\frac{\lambda}{2} z_1}$
entsprechend Gleichung (28), so kann man für die gesuchte
Steigzeit (30) mit Hilfe von (33) ohne weitere Umformung fol-
gende Lösung angeben

$$t = \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N} \sum_{v=0}^{\infty} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_g (2n+1)v}}{(2n+1)v + 2n} \cdot \\ \cdot \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} z_1 [(2n+1)v + 2n]} - e^{\frac{\lambda}{2} z_2 [(2n+1)v + 2n]} \right\}, \quad (34)$$

oder ausführlich geschrieben

$$t = \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N} \left[\frac{1}{2n} \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} z_1 \cdot 2n} - e^{\frac{\lambda}{2} z_2 \cdot 2n} \right\} + \right. \\ \left. + \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_g (2n+1)}}{4n+1} \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} z_1 (4n+1)} - e^{\frac{\lambda}{2} z_2 (4n+1)} \right\} + \right. \\ \left. + \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_g (4n+2)}}{6n+2} \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} z_1 (6n+2)} - e^{\frac{\lambda}{2} z_2 (6n+2)} \right\} + \dots \right] \quad (34a)$$

12. Verwendbarkeit der Gleichung.

Der Ausdruck für die Steigzeit besteht also aus der Dif-
ferenz zweier unendlichen Reihen für z_2 und z_1 . Das Bedenken,
ob diese Reihen nicht etwa die Summe ∞ ergeben, erledigt
sich durch den Hinweis darauf, daß für alle Werte der Höhe z
unterhalb z_g die Steigzeit einen ganz bestimmten endlichen
Wert besitzen muß und erst für $z = z_g$ unendlich groß wird.¹⁾
Anders steht es mit der Frage, wie rasch die einzelnen Glieder
abfallen, also mit der Brauchbarkeit der Reihe für die
praktische Berechnung. Leider nehmen, je nach dem Ver-
hältnis von $\frac{z_g}{z}$, die aufeinanderfolgenden Glieder der Reihe

so langsam an Größe ab, daß, wie die nachfolgenden Beispiele
zeigen, zur Berechnung der Summe auf drei Stellen hinter dem
Komma für halbe Gipfelhöhe je nach dem Wert von n bis zu
9, für $z = 0,9 z_g$ aber sogar bis zu 34 Gliedern notwendig sind;
begrügt man sich mit zwei Stellen, was für praktische Zwecke
vollkommen ausreicht, so bleiben immer noch 6 bzw. 19 Glieder
zu berechnen. Wir haben bisher vergeblich versucht, mit Hilfe
der üblichen Kunstgriffe eine Reihe zu erhalten, die, wie es
wünschenswert wäre, bereits durch Berechnung einer geringeren
Zahl von Gliedern ein hinreichend genaues Ergebnis liefert.

Damit ist das Verfahren, so erwünscht der Besitz einer
genauen Steigzeitenformel für beliebige n auch sein mag, für
die Praxis wenig geeignet. Wir haben die mühsame Berech-
nung der Zahlenbeispiele auf diesem Wege aber durchge-
führt, um für die Nachprüfung der späteren Näherungsver-
fahren (Abschnitt 15 und 16) genaue Werte der Steigzeiten
zu gewinnen. Die Reihe (34) bietet auch wenigstens eine
Erleichterung: Zerlegt man sie in ihre beiden Teile für z_2
und z_1 , so nimmt, wie die späteren Beispiele oder auch eine
Betrachtung der Formel (34) bzw. (34a) zeigen, das Verhältnis

¹⁾ Der strenge Beweis für die »Konvergenz« ergibt sich aus
dem Vergleich der Reihe (34) mit der Reihe, die aus (34) durch
Fortlassen des Nenners $(2n+1)v + 2n$ entsteht. Letztere ist
eine geometrische Reihe und eine solche konvergiert sicher, so-
lange $z < z_g$, also $x < x_g$ ist. Alle Glieder unserer Reihe sind aber
kleiner als die entsprechenden Glieder der geometrischen, und zwar
sogar im ständig abnehmenden Verhältnis $\frac{1}{(2n+1)v + 2n}$.

q zweier aufeinanderfolgender Glieder in jeder Reihe, das ein Maß für die Konvergenz darstellt, bereits bei ziemlich kleinen Werten von ν einen nahezu konstanten Betrag an, nämlich

$$q = e^{-\frac{\lambda}{2}(z_0 - z)(2n+1)} \frac{(2n+1)\nu + 2n}{(2n+1)(\nu+1) + 2n} \approx e^{-\frac{\lambda}{2}(z_0 - z)(2n+1)} \dots (35)$$

wobei für z einmal z_2 , im anderen Falle z_1 zu setzen ist. Dadurch kann man häufig abschätzen, ob das nächste und übernächste Glied für die Reihe noch in Betracht kommt, und mit welchem Wert. Ist z. B. q etwas größer als $\frac{1}{2}$ und hat sich ein Glied 0,002 ergeben, so wird man bei einer Berechnung auf drei Stellen hinter dem Komma das folgende Glied mit 0,001 ansetzen und alle späteren unberücksichtigt lassen können. Wenn man von diesem Umstand Gebrauch macht, gelangt man in kürzerer Zeit mit der Berechnung zum Ziel.

13. Anwendung der Steigformel.

Um die Gleichung (34) zur Berechnung der Steigzeiten anzuwenden, wollen wir setzen

$$z_1 = 0, z_2 = m \cdot z_0, \dots \dots \dots (36)$$

wo m kleiner als 1 sein muß. Wir berechnen also die Steigzeit vom Boden aus bis zu einer Höhe, die als Bruchteil der Gipfelhöhe ausgedrückt ist. Man kann etwa $m = 0,1, 0,2, \dots$ usw. bis 0,9 setzen, also in Stufen von einem Zehntel der Gipfelhöhe fortschreiten, für jede Höhe die Steigzeit vom Erdboden ab berechnen und mit den erhaltenen Werten die Barographenkurve aufzeichnen.

Führt man die Annahmen (36) in die Formel (34) ein, so folgt

$$t = \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \cdot \sum_{\nu=0}^{\infty} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_0 (2n+1) \nu}}{(2n+1)\nu + 2n} \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} m z_0 [(2n+1)\nu + 2n]} - 1 \right\} \quad (37)$$

oder, wenn man die Reihe in ihre beiden Bestandteile zerlegt und den von ν unabhängigen Faktor vor das erste Summenzeichen zieht, die für die Berechnung besser geeignete Gestalt

$$t = \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{1}{75 \eta} \cdot \frac{G}{N} \left\{ e^{\frac{\lambda}{2} z_0 m} \sum_{\nu=0}^{\infty} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_0 (r+m)(2n+1) \nu}}{(2n+1)\nu + 2n} - \sum_{\nu=0}^{\infty} \frac{e^{-\frac{\lambda}{2} z_0 (2n+1) \nu}}{(2n+1)\nu + 2n} \right\} \quad (38)$$

14. Berechnungsbeispiele.

Die Anwendung der Steigzeitgleichung (38) soll an einem Beispiel gezeigt werden, dem wir die frühere Zahlenannahme zugrunde legen. Wir wählen also

$$\lambda = 0,000046 \text{ m}^{-1},$$

$$\eta = 65 \text{ vH, für den Aufstieg.}$$

$$\frac{G}{N} = 6,7 \text{ kg/PS;}$$

dann wird der erste Faktor der Gleichung (38), wenn t in Minuten ausgedrückt werden soll,

$$\frac{2}{0,000046} \cdot \frac{6,7}{60 \cdot 75 \cdot 0,65} = 43,0.$$

Die Gipfelhöhe z_0 ergibt sich dabei, wie im Beispiel auf S. 94, aus Gleichung (20). Wenn wir das Riachsche Profil mit dem Bestwerte $k = 0,138$ zugrunde legen, das die bessere Steigfähigkeit ergab, so folgt für den Ausdruck im Logarithmus von (20), also für die rechte Seite der Gleichung (19), wiederum der Wert

$$e^{\frac{\lambda}{2} z_0 (2n+1)} = \frac{0,441}{0,138} = 3,21 = \frac{1}{0,312}.$$

Für m wählen wir die oben vorgeschlagenen Zehntelstufen, für n folgende vier Werte:

1. $n = 1,1$; der von Riach empfohlene Wert, der etwa für gewöhnliche Motoren gilt und besagt, daß die Leistung

etwas stärker als proportional der Luftdichte abnimmt.

2. $n = 1$; das stimmt überein mit unserem früheren einfachen Ansatz, der genaue Proportionalität annimmt.
3. $n = 0,55$; dieser Wert entspricht einer langsameren Abnahme, wie sie vielleicht für irgendeinen Motor mit besonderen Einrichtungen¹⁾ für Höhenflüge zutreffen kann; 0,55 wurde als die Hälfte von Ansatz 1 gewählt.
4. $n = 0$; Annahme eines »idealen« Motors, dessen Leistung von der Höhe unabhängig ist.

Die Zahlentafel 1 enthält als Beispiel den ausführlichen Gang der Berechnung für $n = 0,55$, die dritte Annahme, mit der absichtlich übertriebenen Genauigkeit von 3 Stellen hinter dem Komma. Die Ergebnisse für alle vier Fälle sind

Zahlentafel 2.

Steigzeiten t (min) eines Flugzeuges für verschiedene Gesetze der Motorleistungsabnahme nach den genauen Formeln.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Nr.	n	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	1,1	0,0	2,5	5,2	8,5	12	17	23	31	43	62	∞
2	1	0,0	2,0	5,6	9,1	13	18	25	33	45	66	∞
3	0,55	0,0	3,7	7,8	13	18	25	33	44	59	85	∞
4	0	0,0	7,1	15	24	34	44	56	71	92	124	∞

in Zahlentafel 2 zusammengestellt und in Fig. 6 als vier verschiedene Barographenkurven aufgetragen, die deutlich die Wirkung der Leistungsabnahme mit der Höhe auf die Steigfähigkeit zeigen. Zu dieser Eintragung sind als Ordinaten die Zehntelstufen der Gipfelhöhe für die vier verschiedenen Fälle notwendig. Sie wurden aus Gleichung (20) berechnet und mit sämtlichen Faktoren dieser Gleichung in Zahlentafel 3 aufgeführt.

Zahlentafel 3.

Zehntelstufen der Gipfelhöhe z_0 (km) eines Flugzeuges für verschiedene Gesetze der Motorleistungsabnahme.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Nr.	n	Faktor der Gleichung (20)	Werte von z für die Höhenstufen $m = z/z_0 =$									
			0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	1,1	13,5	0,68	1,37	2,05	2,73	3,42	4,10	4,78	5,46	6,15	6,83
2	1	14,4	0,73	1,46	2,18	2,91	3,64	4,37	5,10	5,82	6,55	7,28
3	0,55	20,6	1,04	2,08	3,12	4,16	5,20	6,24	7,28	8,32	9,36	10,40
4	0	43,2	2,18	4,37	6,56	8,74	10,92	13,11	15,30	17,48	19,66	21,85

15. Näherungsformeln.

Das bisher verwendete Verfahren der Reihenentwicklung hat zwar den Vorzug, die Ermittlung der Steigzeit mit beliebiger Genauigkeit zu ermöglichen, ist aber wegen der Notwendigkeit, viele Glieder zu berechnen, recht langwierig und für die praktische Anwendung unvorteilhaft. Es sollen daher Näherungsformeln mitgeteilt werden, die für die Werte $n = 0, 0,5$ und 1 genau, für Werte in deren Umgebung aber noch mit hinreichender Annäherung zutreffen, wie die späteren Beispiele zeigen.

In den Gleichungen (30a) bis (30d) läßt sich der Zahlenbeiwert der unbestimmten Integrale auf die allgemeine Form bringen:

$$\frac{1}{2n+1} \cdot \frac{1}{x_0^{2n}} = \frac{1}{2n+1} \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_0} \right)^n \dots \dots (39)$$

¹⁾ Über derartige Höhenmotoren, vgl. z. B. J. Wallace, Future development of the aero engine; Aeronautics vom 2. Januar 1918, Nr. 220, S. 36. Auch W. F. Durand, Some outstanding problems in aeronautics; Aeronautics vom 3. Juli 1918, Nr. 246, S. 19; Flight vom 27. Juni, 4., 11. u. 18. Juli 1918, Nr. 496 bis 499, S. 713, 749, 781 u. 801; Engineering vom 28. Juni und 5. Juli 1918, Nr. 2739 und 2740, S. 731 und 21.

Zahlentafel 1.

Beispiel für den Gang der Berechnung: Abnahme der Motorleistung mit der 0,55. Potenz der Luftdichte.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	
ν	$2,1 \nu$	Werte $1000 \cdot 0,312^{(1-m)} \nu$ für $m = z/z_g =$										Abzugs- glieder der Reihe ($m = 0,0$)	Tausendfache Werte der Reihenglieder für $m = z/z_g =$									
	+ 1,1	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9		0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	
0	1,1	1000	1000	1000	1000	1000	1000	1000	1000	1000	1000	909	909	909	909	909	909	909	909	909	909	
1	3,2	312	351	394	443	497	559	628	705	792	890	98	111	123	138	155	175	196	220	248	282	
2	5,3	97	123	155	196	247	312	394	497	628	792	18	23	29	37	47	59	74	94	118	149	
3	7,4	30	43	61	87	123	174	247	351	497	705	4	6	8	12	17	24	33	47	67	95	
4	9,5	9	15	24	38	61	97	155	247	394	628	1	2	3	4	6	10	16	26	41	66	
5	11,6	3	5	9	17	30	54	97	174	312	559	0	0	1	2	3	5	8	15	27	48	
6	13,7	—	—	4	8	15	30	61	123	247	497	—	—	0	1	1	2	4	9	18	36	
7	15,8	—	—	—	3	8	17	38	87	196	443	—	—	—	0	0	1	2	5	12	28	
8	17,9	—	—	—	—	—	9	24	61	155	394	—	—	—	—	—	1	1	3	9	22	
9	20,0	—	—	—	—	—	5	15	43	123	351	—	—	—	—	—	0	1	2	6	18	
10	22,1	—	—	—	—	—	—	9	30	97	312	—	—	—	—	—	—	0	1	4	14	
11	24,2	—	—	—	—	—	—	—	21	77	278	—	—	—	—	—	—	—	1	3	11	
12	26,3	—	—	—	—	—	—	—	15	61	247	—	—	—	—	—	—	—	1	2	9	
13	28,4	—	—	—	—	—	—	—	11	48	220	—	—	—	—	—	—	—	0	2	8	
14	30,5	—	—	—	—	—	—	—	—	38	196	—	—	—	—	—	—	—	—	1	6	
15	32,6	—	—	—	—	—	—	—	—	30	174	—	—	—	—	—	—	—	—	1	5	
16	34,7	—	—	—	—	—	—	—	—	24	155	—	—	—	—	—	—	—	—	1	4	
17	36,8	—	—	—	—	—	—	—	—	19	138	—	—	—	—	—	—	—	—	1	4	
18	38,9	—	—	—	—	—	—	—	—	15	123	—	—	—	—	—	—	—	—	0	3	
19	41,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	109	—	—	—	—	—	—	—	—	—	3	
20	43,1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	97	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2	
21	45,2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	87	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
22	47,3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	77	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2	
23	49,4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	69	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2	
24	51,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	61	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
25	53,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	54	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
26	55,7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	48	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
27	57,8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	43	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
28	59,9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	38	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
29	62,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	34	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	
30	64,1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	30	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0	
Summe												1030	1051	1673	1103	1138	1186	1244	1333	1470	1733	
mal Faktor												—	1,063	1,130	1,201	1,276	1,357	1,442	1,533	1,629	1,733	
Produkt												—	1114	1212	1324	1453	1610	1794	2043	2395	3004	
Differenz												(0)	87	182	294	423	580	764	1013	1365	1974	
Steigzeit t , min												—	3,7	7,8	12,6	18,2	24,9	32,8	43,6	58,7	84,9	
Zugehörige Flughöhe z , km												—	1,04	2,08	3,12	4,16	5,20	6,24	7,28	8,32	9,36	

Wir verwenden diesen Faktor daher versuchsweise auch für andere Werte von n als 0, $\frac{1}{2}$, 1, $\frac{3}{2}$ usw. Für den Logarithmus läßt sich aber keine gemeinsame Näherungsformel setzen, man hat vielmehr unter Berücksichtigung der Grenzen $x_1 = 1$ und $x_2 = x$ einzuführen:

Für Werte von n in der Nähe von

$$\begin{aligned}
 n=0 & \quad \log \left(\frac{1-x_g}{x-x_g} \right), \quad \text{nach Gleichung (30a);} \\
 n=0,5 & \quad \log \left(\frac{1-x_g}{x-x_g} \cdot \frac{x+x_g}{1+x_g} \right), \quad \text{nach Gleichung (30b);} \\
 n=1 & \quad \log \left(\frac{1-x_g}{x-x_g} \cdot x \right), \quad \text{nicht aus Gleichung (30c),}
 \end{aligned}$$

sondern nach der Zerlegung des Ausdruckes $\frac{1}{x^3-x_g^3}$ in folgende Teilbrüche¹⁾

¹⁾ Denn das letzte Glied liegt selbst für die übertrieben große Gipfelhöhe, die $x_g = \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}} = 0,5$ entspricht ($\frac{\gamma_g}{\gamma_0} = \frac{1}{4}$, also $x_g = \frac{\log 4}{0,046} = 13,0$ km), zwischen dem Werte 0 und $-\frac{1}{7}$, während $\left(\frac{1}{x-x_g} - \frac{1}{x} \right)$ zwischen $(\infty - 2)$ und $(2 - 1)$ schwankt. Das dritte Glied kann also bei der Integration als konstant behandelt, d. h. einfach mit x multipliziert werden. Durch Einsetzen der Grenzen ergibt sich im äußersten Falle der Wert $-\frac{1}{7} = -0,14$, aber für $x = \sqrt{\gamma_g}$, also die Hälfte der Gipfelhöhe, nur noch

$$\begin{aligned}
 \frac{1}{x^3-x_g^3} &= \frac{1}{3x_g^2} \left(\frac{1}{x-x_g} - \frac{1}{x} - \frac{(x-x_g)x_g}{(x^2+xx_g+x_g^2)x} \right) \approx \\
 &\approx \frac{1}{3x_g^2} \left(\frac{1}{x-x_g} - \frac{1}{x} \right). \quad \dots (40)
 \end{aligned}$$

Mit diesen drei Logarithmen erhält man für die Steigzeit nach Gleichung (30) die Näherungsformel:

$$t = \frac{1}{2n+1} \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g} \right)^{\frac{n+2}{2}} \cdot \frac{1}{\lambda} \cdot \frac{1}{60} \cdot \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N} \cdot \log \left\{ \frac{1-\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}}{\sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} - \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}} \Gamma \right\} \quad \dots (41)$$

wo Γ folgende Werte hat: In der Umgebung von

$$n=1 \quad \Gamma = \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_g}} \quad \dots (41a)$$

$$n=0,5 \quad \Gamma = \frac{\sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} + \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}}{1 + \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}} \quad \dots (41b)$$

$$n=0 \quad \Gamma = 1 \quad \dots (41c)$$

— 0,14 + 0,13 = — 0,01, das Glied kann also gegen die beiden ersten vernachlässigt werden; denn diese nehmen den Wert ∞ bzw. für die halbe Gipfelhöhe 0,23 an.

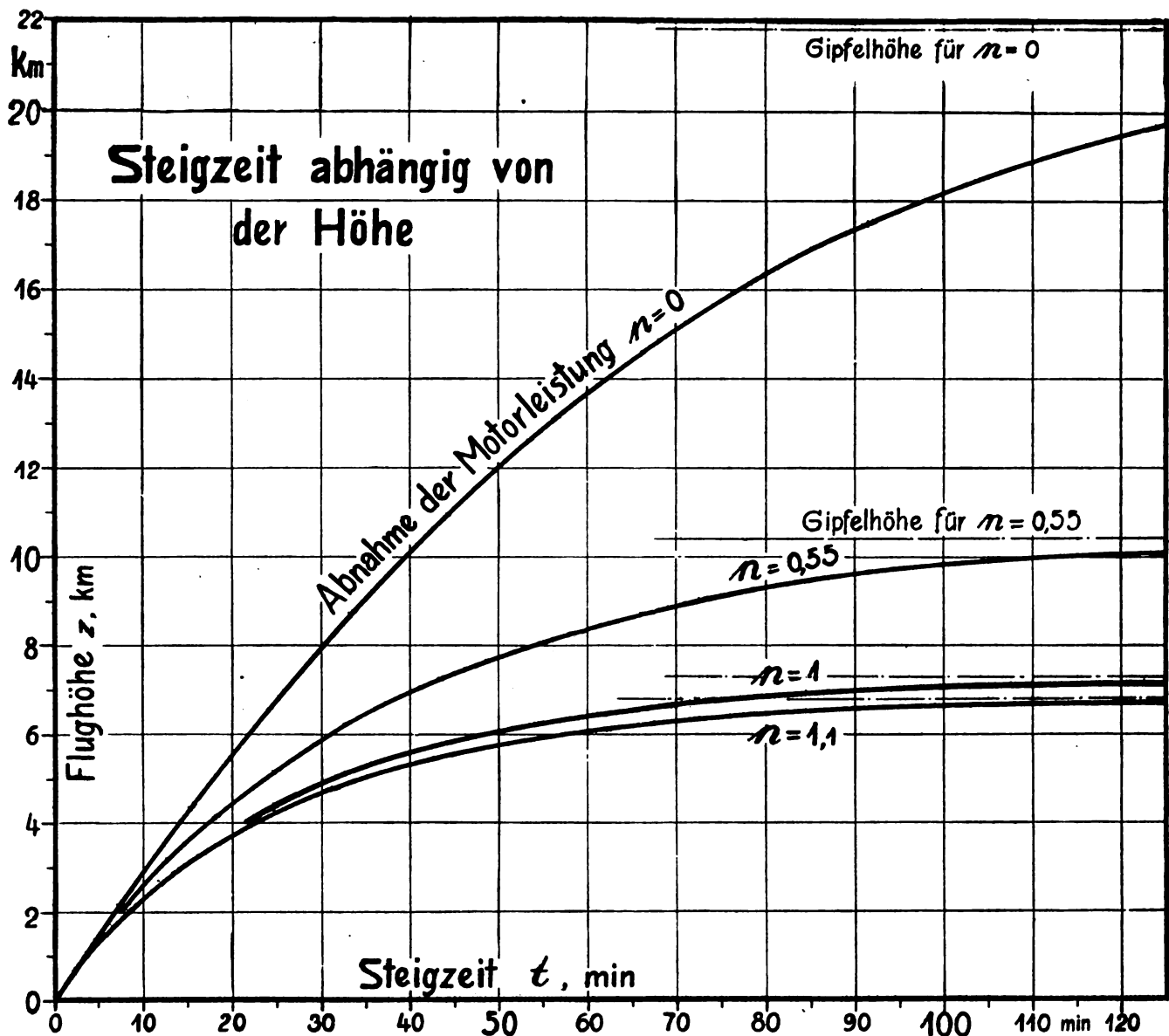


Fig. 6. Barographenkurven, Steigzeit t (min) abhängig von der Flughöhe z (km), für die Abnahme der Motorleistung N (PS) nach dem Gesetz $N = N_0 \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^n$, für $n = 1,1$, $n = 1,0$ (proportionale Abnahme), $n = 0,55$ und $n = 0$ (ungeänderte Leistung). Die strichpunktierten Linien geben die Gipfelhöhen z_g (km) an.

Dabei können für $\sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}}$, $\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}$ wieder die Werte $10^{-0,046(z-z_g)}$ bzw. $10^{-0,046(z_g-z_g)}$ eingeführt werden, jedoch ohne Vorteil für die Berechnung.

Im folgenden Beispiel wurden die Steigzeiten wieder, wie nach Gleichung (38), für die Zehntelstufen der Gipfelhöhe, also für $z_1 = 0$, $z_2 = m \cdot z_g$, für $m = 0,1, 0,2, 0,3$ usw. bis $0,9$ berechnet. Zu dem Zweck wurden die Ausdrücke $\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}^m$ gebildet¹⁾ und in die Gleichungen (41) eingeführt. Das Ergebnis der Berechnung zeigt Zahlentafel 4.

¹⁾ Oder vielmehr die Größen $\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}^{1-m}$, da man die Ausdrücke in den Logarithmen (41), (41a), (41b), (41c) durch Kürzen mit $\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}^m$ vereinfachen kann.

Zahlentafel 4.
Steiggeschwindigkeit v_z (m/s) nach den Näherungsformeln (41) und Abweichungen von den Werten der Zahlentafel 2.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Nr.	n	$\frac{\gamma_g}{\gamma_0}$ vH	Faktor der Gleichung (41)	Werte von v_z und Abweichung (darunter) für die Höhenstufen $m = z/z_g =$								
				0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
1	1,1	48,3	68,8	2,6 0,1	5,6 0,4	9,1 0,6	13 0,8	18 1,0	24 1,1	32 1,2	44 1,3	64 1,9
2	1	46,0	71,7	2,7 0,1	5,8 0,2	9,4 0,3	14 0,4	19 0,5	25 0,6	34 0,7	46 0,8	67 0,8
3	0,55	33,0	86,7	3,8 0,1	8,1 0,3	13 0,4	19 0,4	25 0,5	34 0,7	45 0,9	60 1,0	86 1,1
4	0	9,7	99,0	Die Werte für $n = 0$ sind genau die gleichen wie in Zahlentafel 3.								

Die unter diesen genäherten Steigzeiten aufgeführten Abweichungen von den genauen Werten der Zahlentafel 2

sind auf eine Stelle hinter dem Komma angegeben, damit sie richtig in Erscheinung treten, während die Steigzeiten selbst abgerundet wurden. Die Abweichungen unter Nr. 1 und 3, für $n = 1,1$ und $0,55$, rühren von dem Unterschied gegen 1 und $0,5$ her. Bei Nr. 2, $n = 1$, dürften sich ebenso wenig Abweichungen ergeben wie bei Nr. 4, $n = 0$. Doch war hier eine Vereinfachung (40) der Formel vorgenommen worden, und deren Wirkung zeigt sich in den Abweichungen.

Für Größen von n , die ungefähr in der Mitte zwischen $n = 1$ und $0,5$ oder $n = 0,5$ und 0 liegen, wird man mittlere Werte der beiden zugehörigen Näherungsformeln verwenden, mit anderen Worten, das geometrische Mittel der entsprechenden I -Werte. So ergibt sich für die Steigzeit bis zur halben Gipfelhöhe t_H (min), wenn z. B. $n = 0,75$ ist,

nach der Näherungsformel (41a) . . 18,5 min,
nach der Näherungsformel (41b) . . 21,9 min,
nach dem Mittel aus beiden . . 20,2 min,
nach der genauen Reihenformel (38) 21,4 min,
(ebenso aus (30) unmittelbar).

Also beträgt die Abweichung . . . — 1,2 min.

16. Vereinfachtes Verfahren zur Berechnung der Steigzeit.

Außer diesen Näherungsformeln soll ein ebenfalls angenähert zutreffendes Verfahren betrachtet werden, das schneller und bequemer zum Ziele führt¹⁾.

Zu diesem Zweck beachten wir, daß nach Gleichung (18) die Steigzeit ja nichts anderes ist als die Summe der sämtlichen umgekehrten Steiggeschwindigkeiten $\frac{1}{v_z}$, jede multipliziert mit der zugehörigen unendlich kleinen Höhenstufe dz , bei der sie auftritt. Zur angenäherten Berechnung ersetzen wir diese unendliche Summe (das Integral!) durch die wenigen Steiggeschwindigkeiten am Boden, in $\frac{1}{10}, \frac{2}{10}, \frac{3}{10}$ usw. der Gipfelhöhe z_0 , multiplizieren die reziproken Werte für diese Stufen bis zur gerade betrachteten Höhe hin mit dem Betrage des zugehörigen Höhenabstandes (also für den Bodenwert und den jeweils letzten Betrag mit der halben, für die Zwischenwerte mit der ganzen Zehntelstufe), ausgedrückt in Meter. Die Summe dieser Ausdrücke, durch 60 geteilt, gibt die Steigzeit bis zu jener Höhe in Minuten und muß wenigstens näherungsweise mit dem Wert aus der Reihenformel (38), Zahlentafel 2, übereinstimmen.

Zahlentafel 5.

Steiggeschwindigkeiten v_z (m/s) eines Flugzeuges für verschiedene Gesetze der Motorleistungsabnahme.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Werte von v_z für die Höhenstufen $m = z/z_0 =$												
Nr.	n	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	1,1	5,01	4,37	3,76	3,19	2,65	2,16	1,68	1,22	0,79	0,39	0,00
2	1	5,01	4,37	3,78	3,21	2,68	2,17	1,70	1,25	0,81	0,40	0,00
3	0,55	5,01	4,45	3,90	3,38	2,87	2,36	1,88	1,40	0,93	0,46	0,00
4	0	5,01	4,73	4,41	4,06	3,66	3,22	2,71	2,15	1,52	0,80	0,00

Den Erfolg der Berechnungen zeigen die Zahlentafeln 5, 6, 7 und 8. In der ersten befinden sich die Steiggeschwindigkeiten v_z für den Boden und die zehn Stufen bis zur Gipfelhöhe, die mit den vier verschiedenen Annahmen für n nach Gleichung (16), gerade wie in dem Beispiel auf S. 94, berechnet worden sind. Die Werte wurden außerdem in Fig. 7 zusammengestellt. Die nächste Zahlentafel 6 enthält ihre umgekehrten Werte $\frac{1}{v_z}$, die folgende deren Summen, die so gebildet wurden, daß zu jeder Summe dieser Tafel der zugehörige und der nächstfolgende Wert aus Zahlentafel 6 hinzuaddiert

wurde, so daß der erste und der jeweils letzte $\frac{1}{v_z}$ -Wert tatsächlich nur halb so oft in die Summe eingeht, wie die zwischenliegenden; in der letzten Spalte gibt Zahlentafel 7 den Faktor, mit dem diese Summen zu multiplizieren sind, um die Steigzeiten in Minuten zu erhalten. Er besteht aus einer halben Zehntelstufe der Gipfelhöhe, geteilt durch 60. Zahlentafel 8 endlich bringt die Steigzeiten t sowie ihre mittlere Abweichung von den Werten aus der genauen Formel (38).

Zahlentafel 6.

Umgekehrte Werte $1/v_z$ der Steiggeschwindigkeit nach Zahlentafel 5.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Werte von $1/v_z$ für die Höhenstufen $m = z/z_0 =$												
Nr.	n	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	1,1	0,200	0,229	0,266	0,313	0,377	0,463	0,595	0,820	1,27	2,56	∞
2	1	0,200	0,229	0,265	0,312	0,373	0,461	0,588	0,800	1,23	2,50	∞
3	0,55	0,200	0,225	0,256	0,296	0,348	0,424	0,532	0,714	1,08	2,17	∞
4	0	0,200	0,211	0,227	0,246	0,273	0,311	0,369	0,465	0,658	1,25	∞

Zahlentafel 7.

Summen der umgekehrten Geschwindigkeiten $1/v_z$ aus Zahlentafel 6.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Werte der Summen für die Höhenstufen $m = z/z_0 =$											
Nr.	n	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	Faktor $0,1 \cdot z_0$ $z \cdot 60$
1	1,1	0,429	0,924	1,503	2,193	3,033	4,091	5,506	7,592	11,42	5,692
2	1	0,429	0,923	1,500	2,185	3,019	4,068	5,456	7,490	11,22	6,067
3	0,55	0,425	0,906	1,458	2,102	2,874	3,830	5,076	6,865	10,11	8,667
4	0	0,411	0,849	1,322	1,841	2,425	3,105	3,939	5,062	6,970	18,21

Zahlentafel 8.

Steigzeiten t (min) eines Flugzeuges für verschiedene Gesetze der Motorleistungsabnahme.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Werte von t für die Höhenstufen $m = z/z_0 =$										
Nr.	n	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
1	1,1	2,5	5,3	8,5	12	17	23	32	43	65
2	1	2,6	5,6	9,1	13	18	25	33	46	68
3	0,55	3,7	7,8	13	18	25	33	44	60	88
4	0	7,5	16	24	34	44	57	72	92	127
Mittlere Differenz gegen genaue Formel (38)		0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,2	0,4	0,7	2,8

Man erkennt, daß die Übereinstimmung, vor allem für die unteren Höhenstufen, überraschend gut, aber auch für die Schichten nahe der Gipfelhöhe noch hinreichend und ziemlich unabhängig vom Werte n ist. Man wird daher ganz allgemein die Steigzeitenberechnung auch auf dem einfacheren Wege über die Berechnung der Steiggeschwindigkeiten vornehmen können, vor allem dann, wenn eine durch die Bauart des Motors bedingte Verschiedenheit von n für die einzelnen Höhenbereiche zu einer stufenweisen Berechnung der Steigkurven zwingen sollte.

17. Bestimmung der Leistungsabnahme.

Umgekehrt läßt sich die Steiggeschwindigkeitsformel (13) auch dazu verwenden, aus gemessenen Werten der Steigzeit von einer Höhenstufe zu einer anderen, also aus der erfahrungsmäßig gewonnenen Steiggeschwindigkeit zwischen diesen beiden Höhenstufen, das Gesetz für die Abnahme der Motorleistung, insbesondere also den Wert von n , zu berechnen.

¹⁾ Vgl. E. Everling, Kurvendarstellungen des Fluges, diese Zeitschrift 1917, Heft 3/4, wo auf Seite 38 dasselbe Verfahren für die zeichnerische Berechnung der Steigzeiten bei gleichbleibender Bahngeschwindigkeit angewendet wurde.

Da es aus begrifflichen Gründen zurzeit nicht angeht, das Verfahren an einem Beispiel zu erläutern, so sei nur kurz der Gang der Rechnung angedeutet.

Durch Auflösen von Gleichung (13) nach $f(\gamma)$, für das man den Wert aus (15) einführt, folgt

$$f(\gamma) = \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^n = \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N} \left(v_z + k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}}\right). \quad (42)$$

also durch Auflösen nach n für diesen »Exponenten der Leistungsabnahme«

$$n = \frac{\log\left(\frac{1}{75\eta} \cdot \frac{G}{N}\right) + \log\left(v_z + k \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma}}\right)}{\log \gamma - \log \gamma_0}. \quad (43)$$

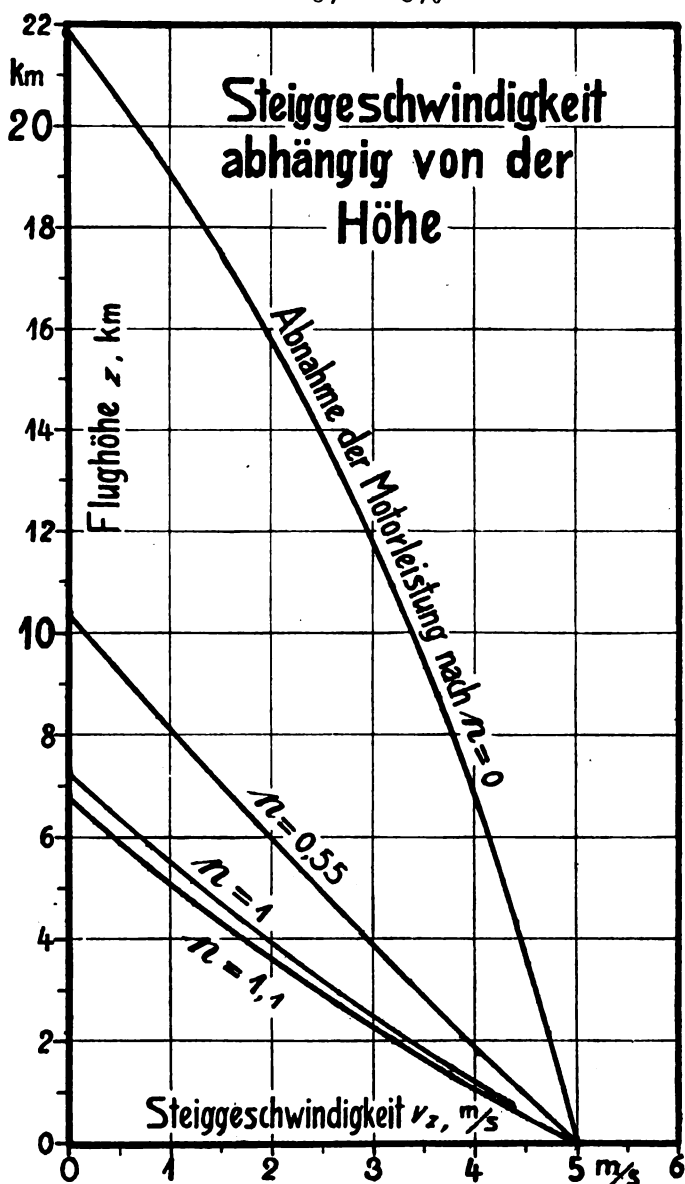


Fig. 7. Steiggeschwindigkeit v_z (m/s) abhängig von der Flughöhe z (km) für vier verschiedene Gesetze der Motorleistungsabnahme (vgl. Fig. 6).

In dieser Gleichung sind die Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ und die Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ bekannt, die Luftdichte γ kann für die Höhe, in der die Messung der Steigfähigkeit stattfindet, durch Beobachtung von Luftdruck und Temperatur leicht bestimmt werden, v_z wird aus der Steigzeit für die betreffende Höhenstufe erhalten. Nicht genau bekannt sind im allgemeinen der Luftschraubenwirkungsgrad η und die Güteziffer $k = \frac{\varepsilon}{\sqrt{\frac{c_a}{2}}}$.

Man wird jedoch meist mehrere Steigmessungen in verschiedenen Höhen anstellen. Unter der Annahme, daß η konstant¹⁾ bleibt, die Riach ja stillschweigend seinen Untersuchungen zugrunde legt, und die auch wir übernehmen mußten, um die Formeln anwenden zu können, sowie mit der weiteren Voraussetzung, daß in dem betrachteten Bereich n , ferner der Anstellwinkel und damit k sich nicht ändern, ergibt sich aus zwei Messungen eine Gleichung für n , die η nicht mehr enthält. Nimmt man noch einen dritten Wert hinzu, so läßt sich auch k , am einfachsten auf zeichnerischem Wege, ausscheiden.

Dabei dürfen die Meßhöhen freilich nicht zu nahe beieinander liegen, damit der Einfluß von Beobachtungsfehlern nicht übermäßig groß wird.

18. Der „Steigwert“, ein Maß für die Steigleistungen.

Zum Abschluß dieser Betrachtungen über die Steigfähigkeit soll noch ein wichtiger Punkt hervorgehoben werden. Es ist bekannt, daß die Flugzeuge mit gleicher Steigzeit bis zu irgendeiner Höhe oft ganz verschiedene Gipfelhöhen erreichen, und daß umgekehrt bei gleicher Gipfelhöhe die Steiggeschwindigkeiten in einer anderen Höhe ganz verschieden sein können. Dasselbe folgt aus Gleichung (20) und dem Nenner von (27), wonach die Steiggeschwindigkeit, außer von der Gipfelhöhe, noch von dem Ausdruck $\eta \cdot \frac{N}{G}$, die Gipfelhöhe dagegen von dem Produkt dieses Ausdruckes mit $\frac{1}{k} \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{g}{\gamma_0}}$ abhängt, von dem Exponenten n ganz abgesehen.

Diese zweifache Mannigfaltigkeit des Steigvermögens kann nun zweckmäßig durch zwei Ziffern angegeben werden, und wir möchten hierzu vorschlagen

1. Die Gipfelhöhe z_g (km)²⁾, die zwar nur angenähert erreichbar ist, aber durch das Barogramm mit einiger Genauigkeit bestimmt werden kann, und
2. die Steigzeit t_H (min) bis zur halben Gipfelhöhe, die sog. Halbwertzeit. Sie spielt in der Meßkunde bei solchen Vorgängen eine Rolle, die streng genommen erst nach unendlich langer Zeit einen Grenzzustand erreichen, also z. B. bei Schwingungsvorgängen mit periodischer oder aperiodischer Dämpfung, beim Nachhinken von Meßinstrumenten usw. Grundsätzlich könnte man mit dem gleichen Recht die Zeit festlegen, die notwendig ist, um etwa auf 10 vH oder auf 1 vH oder auf 1 vT ihres Betrages an die Gipfelhöhe heranzukommen. Doch läßt sich wegen der gekrümmten Gestalt der Barographenkurve ein solcher Zeitraum weniger scharf begrenzen als der Punkt der halben Gipfelhöhe, die noch verhältnismäßig rasch überschritten wird. Diese Halbwertzeit ist in den Zahlentafeln 1, 2, 4 und 8 unter der Spalte $m = 0,5$ angegeben. Denn für diesen Wert von m war die Steighöhe $z_2 = 0,5 z_g$.

Die vier Flugzeuge mit im übrigen gleichen Eigenschaften, die nach unseren vier Annahmen über das Absinken der Motorleistung aus dem einen Beispiel von Riach hervorgehen, haben also nacheinander die folgenden »Steigwerte«, die nach dem Schema (z_g ; t_H) bezeichnet sind,

- | | |
|---------------|-------------|
| 1. $n = 1,1$ | (6,8; 17), |
| 2. $n = 1$ | (7,3; 18), |
| 3. $n = 0,55$ | (10,4; 25), |
| 4. $n = 0$ | (21,8; 44). |

Man sieht, daß sich mit einem solchen Steigwert die Steigfähigkeit kurz, sinngemäß und eindeutig ausdrücken läßt.

¹⁾ Änderungen von η lassen sich übrigens durch Abwandlung von n berücksichtigen, da η nur als Produkt mit $f(\gamma)$ vorkommt.

²⁾ Die Sitte, die Flughöhe in Meter anzugeben, stammt aus den ersten Zeiten der Flugtechnik und führt bei deren heutigem Stand zum beständigen unbequemen Mitschleppen von drei Nullen. Es wäre an der Zeit, hier (wie auch in der Meteorologie) das km als Einheit durchzuführen.

Zur Frage der Holmfestigkeit.

Über die tatsächlichen Durchbiegungen gerader Stäbe bei Erreichen und Überschreiten der Knicklast, und die Bedeutung der Knicklast bei Stäben, die zugleich auf Biegung und Knickung beansprucht werden.

Von Dr. E. Trefftz, Aachen.

Im Verlaufe seiner Untersuchungen über die Festigkeit von Holmen hat Herr Professor Reißner die Frage nach den Beanspruchungen aufgeworfen, die in Wirklichkeit auftreten, wenn die Eulersche Knicklast erreicht wird, für die die klassische Näherungsmethode bekanntlich unendliche Durchbiegungen ergibt. Herr Reißner hat zur Lösung dieser Aufgabe ein graphisches Verfahren angewendet und die Frage nach den auftretenden Beanspruchungen damit beantwortet. Die Frage nach der Bedeutung der Eulerschen Knicklast bleibt bei dieser Integrationsmethode insofern offen, als es sich zeigt, daß das Erreichen der Knicklast einen irgendwie ausgezeichneten Fall nicht darstellt. — Ich habe deshalb im folgenden das gleiche Problem nach einer bekannten Methode von Picard bearbeitet. Aus der klassischen Näherungslösung gewinne ich eine zweite Näherung, die in der Nähe der Eulerschen Knicklast das Verhalten des Stabes wiedergibt. Die Bedeutung der Knicklast tritt dabei deutlicher hervor. — Das angewendete Verfahren ist, ebenso wie das Reißnersche, auf beliebige Belastungsfälle übertragbar.

§ 1. Der auf Knickung beanspruchte gerade Stab bei Erreichen und Überschreiten der Knicklast.

Wir behandeln zunächst den einfachen Fall des Stabes, der durch eine Längskraft in Richtung seiner Achse beansprucht wird. In der bekannten Differentialgleichung für die Biegelinie:

$$E \cdot J \cdot \frac{1}{\rho} = -P \cdot y$$

setzen wir zunächst für die Krümmung

$$\frac{1}{\rho} = \ddot{y} / \sqrt{1 - \dot{y}^2}$$

(mit $\dot{y} = dy/ds$, $\ddot{y} = d^2y/ds^2$), indem wir als unabhängige Variable die Bogenlänge der Biegelinie einführen. Diese Abweichung von der üblichen Form der Differentialgleichung, in der die Abszisse x als unabhängige Variable gewählt ist, rechtfertigt sich einmal aus dem Umstand, daß für einen Stab die Länge von vornherein gegeben ist und nicht der Abstand seiner Endpunkte; dann ist aber auch noch die Rücksicht auf die Konvergenz des im folgenden benutzten Verfahrens maßgebend, sie läßt sich mit Einführung der Bogenlänge ohne Schwierigkeiten beweisen. (Vgl. meine Arbeit: Über die Konvergenz des Picardschen Verfahrens der sukzessiven Näherungen bei gewöhnlichen Differentialgleichungen, Math. Annalen, 1915, Bd. 76, S. 327 bis 332.) Man stößt auch schon bei der Durchführung der Rechnung auf Schwierigkeiten, wenn man für das folgende Verfahren die Differentialgleichung in ihrer gewöhnlichen Form benutzt.

Um dimensionslose Größen zu erhalten, setzen wir

$$\sigma = s/l, \quad \eta = y/l, \quad (l = \text{Länge des Stabes}).$$

Berücksichtigen wir dann noch, daß die Eulersche Knicklast gleich $\pi^2 E \cdot J/l^2$ ist, und setzen wir das Verhältnis der Längskraft P zur Knicklast gleich λ , so erhalten wir die Differentialgleichung:

$$\frac{d^2\eta}{d\sigma^2} = -\pi^2 \lambda \eta \sqrt{1 - \dot{\eta}^2}.$$

Legen wir das Koordinatensystem in die Mitte des unbogenen Stabes, so erhalten wir unter Benutzung der Symmetrie die Randbedingungen $d\eta/d\sigma = 0$ für $\sigma = 0$ und $\eta = 0$ für $\sigma = \frac{1}{2}$.

Wir integrieren nun zunächst die Differentialgleichung für die Randbedingung $\eta = \eta_0$ und $d\eta/d\sigma = 0$ für $\sigma = 0$ und gewinnen dann aus der Bedingung $\eta = 0$ für $\sigma = \frac{1}{2}$ eine Gleichung für das unbekannte η_0 .

Als erste Näherung für das Integral unserer Differentialgleichung erhalten wir das Resultat der klassischen Näherungstheorie

$$\eta_1 = \eta_0 \cos(\pi \sqrt{\lambda} \cdot \sigma),$$

indem wir $\dot{\eta}^2$ gegen 1 vernachlässigen.

Die zweite Näherung erhalten wir nach Picard, indem wir in der Differentialgleichung $d\eta/d\sigma$ nicht mehr vernachlässigen, sondern den aus der ersten Näherung gewonnenen Wert einsetzen. Wir erhalten so für die zweite Näherung (indem wir $\sqrt{1 - \dot{\eta}^2}$ durch $1 - \frac{1}{2} \dot{\eta}^2$ annähern) die Differentialgleichung:

$$\ddot{\eta}_2 = -\pi^2 \lambda \eta_1 \left(1 - \frac{1}{2} \dot{\eta}_1^2\right) = \ddot{\eta}_1 \left(1 - \frac{1}{2} \dot{\eta}_1^2\right)$$

und wieder die Randbedingungen:

$$\eta_2 = \eta_0, \quad \dot{\eta}_2 = 0 \quad \text{für } \sigma = 0.$$

Durch Integration gewinnen wir:

$$\dot{\eta}_2 = \dot{\eta}_1 - \frac{1}{6} \dot{\eta}_1^3 \quad \text{also: } \eta_2 = \eta_1 - \frac{1}{6} \int_0^\sigma \dot{\eta}_1^3 d\sigma.$$

Nun ist:

$$\dot{\eta}_1 = -\eta_0 \pi \sqrt{\lambda} \sin(\pi \sqrt{\lambda} \sigma)$$

also

$$-\int_0^\sigma \dot{\eta}_1^3 d\sigma = \eta_0^3 \frac{\pi^2 \lambda}{3} \left\{ 2 - 3 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma + \cos^3 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \right\}$$

und

$$\eta_2 = \eta_0 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma + \eta_0^3 \frac{\pi^2 \lambda}{18} \left\{ 2 - 3 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma + \cos^3 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \right\}.$$

Setzen wir jetzt die Bedingung an, daß für $\sigma = \frac{1}{2}$ $\eta = 0$ sein soll, so erhalten wir für η_0 die Gleichung:

$$\eta_0 \cos \frac{\pi \sqrt{\lambda}}{2} + \eta_0^3 \frac{\pi^2 \lambda}{18} \left\{ 2 - 3 \cos \frac{\pi \sqrt{\lambda}}{2} + \cos^3 \frac{\pi \sqrt{\lambda}}{2} \right\} = 0.$$

Diese Gleichung wird einmal befriedigt, wenn $\eta_0 = 0$ ist, d. h. wenn der Stab gerade bleibt, oder wenn:

$$\eta_0^2 = -\frac{9 \cos \vartheta}{2 \vartheta^2 \{2 - 3 \cos \vartheta + \cos^3 \vartheta\}}$$

ist, wo $\vartheta = \frac{\pi \sqrt{\lambda}}{2}$ gesetzt ist.

Ist nun die Längskraft P kleiner als die Eulersche Knicklast, d. h. λ kleiner als 1, so ist die rechte Seite negativ, η_0 also imaginär, d. h. es gibt keine Gleichgewichtslage außer der gestreckten, in Übereinstimmung mit der klassischen Theorie.

Oberhalb der Eulerschen Knicklast dagegen, d. h. für $\lambda > 1$ ist die rechte Seite positiv, und wir erhalten außer der instabilen gestreckten Lage noch zwei stabile Biegungsfiguren des ausgeknickten Stabes, entsprechend dem positiven und dem negativen Werte von η_0 .

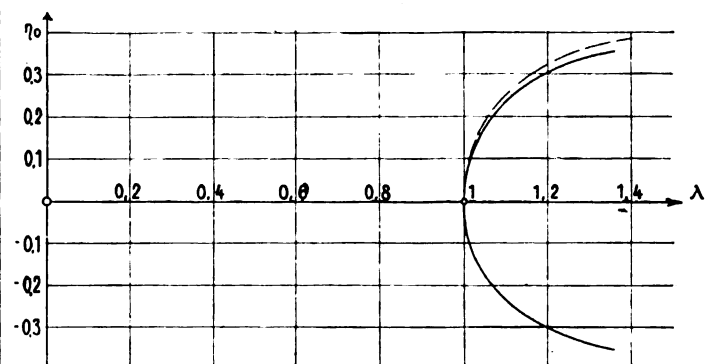


Fig. 1.

Bei $\lambda = 1$, d. h. für die Knicklast, ist die Lösung für η_0 verzweigt, $\eta_0 = 0$ ist eine dreifache Wurzel der Gleichung.

Fig. 1 gibt diese Verhältnisse wieder. Es sind die Werte von η_0 als Funktion von λ aufgetragen, d. h. die Ausbiegungen

der Stabmitte (dividiert durch die Länge) als Funktion der Längskraft (durch die Knicklast).

Außer der Kurve der so gewonnenen Werte für η_0 habe ich in der Figur noch in der gestrichelten Kurve die exakten Werte für η_0 eingetragen, die sich aus der Integration mittels elliptischer Integrale ergeben. Für das praktisch allein in Betracht kommende Gebiet, d. h. bis zu Ausbiegungen des Stabes, die etwa ein Zehntel der Länge betragen, ist die Abweichung der Näherungsergebnisse von den exakten Werten kleiner als 1% und auch für die größten verzeichneten Durchbiegungen, um 0,4 der Länge, beträgt die Abweichung weniger als 6%. Die Näherungswerte sind um diesen Betrag zu klein.

Diese gute Übereinstimmung zwischen den Näherungswerten und den exakten Werten ist besonders deshalb wertvoll, weil sie uns berechtigt, die angewandte Methode auch auf die weniger einfachen Belastungsfälle zu übertragen. Wir wollen deshalb noch den Fall des auf Biegung und Knickung gleichzeitig beanspruchten Stabes hier durchrechnen.

§ 2. Der auf Biegung und Knickung beanspruchte Stab.

Etwas mehr Rechenarbeit als der einfache Fall der Knickung erfordert der Fall der gleichzeitigen Beanspruchung durch eine (knickende) Längskraft, und eine gleichmäßige Querbelastung von p kg/cm, dem wir uns nun zuwenden wollen.

In der Differentialgleichung:

$$\frac{E \cdot J \ddot{y}}{\sqrt{1 - \dot{y}^2}} = -\frac{p}{2} \left\{ \frac{l^2}{4} - s^2 \right\} - P y$$

führen wir zunächst wieder geeignete Variable ein, um dimensionslose Größen zu erhalten. Außer den früheren Größen:

$$\sigma = s/l; \quad \eta = y/l; \quad \lambda = \frac{Pl^2}{\pi^2 EJ} = \frac{P}{P_E}$$

setzen wir noch $\kappa = \frac{p \cdot l}{P}$ (Verhältnis der gesamten Querlast zur Längskraft).

Wir erhalten so die Differentialgleichung:

$$\frac{\ddot{\eta}}{\sqrt{1 - \dot{\eta}^2}} = -\frac{\pi^2 \kappa \lambda}{2} \left(\frac{1}{4} - \sigma^2 \right) - \pi^2 \lambda \eta$$

die wir wieder für die Anfangsbedingungen $\eta = \eta_0$ und $d\eta/d\sigma = 0$ für $\sigma = 0$ integrieren wollen. (Den Koordinatenanfang legen wir wieder in die Mitte des ungebogenen Stabes.)

Als erste Näherung erhalten wir die Lösung der gewöhnlichen Theorie:

$$\eta_1 = a \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma - \frac{\kappa}{2} \left(\frac{1}{4} - \sigma^2 \right) - \frac{1}{\pi^2} \frac{\kappa}{\lambda}$$

(a = Integrationskonstante)

aus der wir nun genau wie oben die zweite Näherung:

$$\eta_2 = \eta_1 - \frac{1}{6} \int_0^\sigma \dot{\eta}_1^3 d\sigma = a \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma - \frac{\kappa}{2} \left(\frac{1}{4} - \sigma^2 \right) - \frac{1}{\pi^2} \frac{\kappa}{\lambda} + \frac{1}{6} \int_0^\sigma \{ a \pi \sqrt{\lambda} \sin \pi \sqrt{\lambda} \sigma - \kappa \sigma \}^3 d\sigma$$

gewinnen. Führt man die Integrationen aus, so ergibt sich:

$$\begin{aligned} \eta_2 = & a \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma - \frac{\kappa}{2} \left(\frac{1}{4} - \sigma^2 \right) - \frac{1}{\pi^2} \frac{\kappa}{\lambda} + \\ & + \frac{a^3 \pi^2 \lambda}{18} \{ 2 - 3 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma + \cos^3 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \} - \\ & - \frac{a^2 \kappa}{16} \{ 1 + 2 \pi^2 \lambda \sigma^2 - 2 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \sin 2 \pi \sqrt{\lambda} \sigma - \\ & - \cos 2 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \} + \frac{a \kappa^2}{2 \pi^2 \lambda} \{ -2 - \pi^2 \lambda \sigma^2 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma + \\ & + 2 \pi \sqrt{\lambda} \sigma \sin \pi \sqrt{\lambda} \sigma + 2 \cos \pi \sqrt{\lambda} \sigma \} - \frac{\sigma^4 \kappa^3}{24}. \end{aligned}$$

Nun setzen wir die Bedingung an, daß für $\sigma = \frac{1}{2}$ $\eta = 0$ sein soll. Mit derselben Abkürzung wie oben: $\vartheta = \frac{\pi \sqrt{\lambda}}{2}$ erhalten

wir die Gleichung:

$$a^3 f_3(\vartheta) - a^2 \kappa f_2(\vartheta) + a \{ 6 \cos \vartheta + \kappa^2 f_1(\vartheta) \} = \frac{6 \kappa}{4 \vartheta^2} + \frac{\kappa^3}{64}$$

wo abkürzend:

$$f_3(\vartheta) = \frac{4}{3} \vartheta^2 \{ 2 - 3 \cos \vartheta + \cos^3 \vartheta \}$$

$$f_2(\vartheta) = \frac{3}{8} \{ 1 + 2 \vartheta^2 - 2 \vartheta \sin 2 \vartheta - \cos 2 \vartheta \}$$

$$f_1(\vartheta) = \frac{3}{4} \vartheta^2 \{ -2 - \vartheta^2 \cos \vartheta + 2 \vartheta \sin \vartheta + 2 \cos \vartheta \}$$

gesetzt ist.

Bei gegebener Belastung, d. h. bei gegebenem κ und λ haben wir hierin eine Gleichung dritten Grades für a . Aus a ergibt sich dann die Durchbiegung der Stabmitte zu:

$$\eta_0 = a - \kappa \cdot \frac{\vartheta^2 + 2}{8 \vartheta^2}.$$

Um die durch diese Gleichung dargestellten Verhältnisse zu überschauen, habe ich in der Fig. 2 wieder die Durchbiegung der Stabmitte η_0 als Funktion von λ bei fest gegebenem $\kappa = 0,1$ dargestellt. Die Figur gibt also die Durchbiegung der Stabmitte, wenn wir die Belastung von Null an so wachsen lassen, daß das Verhältnis der gesamten Querlast zur Längskraft konstant bleibt.

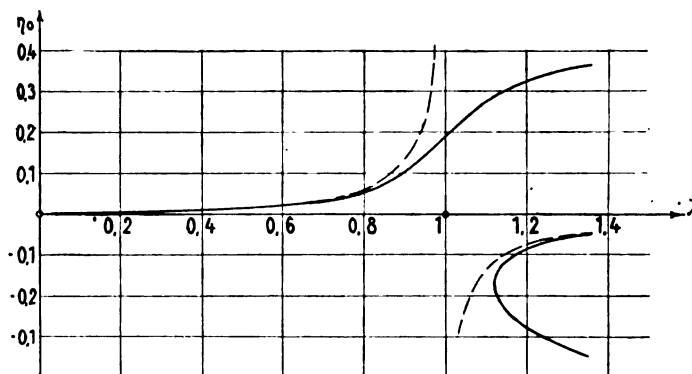


Fig. 2.

Die Figur zeigt deutlich die Bedeutung der Knickgrenze.

Wir erkennen wieder genau wie im einfachen Fall, daß unterhalb der Knicklast nur eine Gleichgewichtsfigur möglich ist, entsprechend der Tatsache, daß für kleine Werte von λ unsere Gleichung nur eine reelle Wurzel für a liefert. Oberhalb der Knicklast erhalten wir drei mögliche Biegelinien; erstens kann der Stab sich in Richtung der Querbelastung durchbiegen; dies ist die natürliche Durchbiegung, die man erhält, wenn man die Belastung von Null an wachsen läßt, die Kurve der η_0 setzt sich demgemäß aus der Kurve der η_0 unterhalb der Knicklast einfach fort. Zweitens gibt es zwei mögliche Durchbiegungen entgegengesetzt der Querlast, von denen die eine mit den kleineren $|\eta_0|$ instabil, die mit den größeren $|\eta_0|$ stabil ist. Die Tatsache, daß man diese letzteren Figuren nur sozusagen künstlich erhalten kann, indem man nach Überschreiten der Knicklast den Stab durch eine von außen zu bewirkende Durchbiegung in die neue Gleichgewichtslage hinüberdrückt, drückt sich darin aus, daß diese beiden Zweige der Kurve keine Fortsetzung in das Gebiet unterhalb der Knicklast haben. Sie gehen aus einer indifferenten Gleichgewichtslage bei der Knicklast hervor. Der Verzweigungspunkt der Lösung, der im Falle der reinen Knickung bei $\lambda = 1$ lag, ist jetzt komplex geworden; dementsprechend ist der obere Ast der η_0 -Kurve mit den beiden unteren Ästen im reellen nicht mehr verbunden. Die exakte Integration mit elliptischen Integralen, die den oberen Ast liefert, gibt infolgedessen auch keinen ausgezeichneten Fall bei Erreichen der Knicklast.

Besonders bemerken möchte ich, daß der Eulersche Wert der Knicklast nur eine Annäherung an den wirklichen Knickwert ist, wobei ich unter dem »wirklichen Knickwert« eben jenen Wert von λ verstehe, von dem an die Gleichung drei reelle Wurzeln hat. Mit größerem κ , d. h. mit wachsender Querbelastung, rückt der wirkliche Knickwert nach der Seite größerer λ .

Von praktischer Bedeutung ist selbstverständlich vor allem die natürliche Ausbiegung des Stabes, also der obere Ast der η_0 -Kurve. In Fig. 3 sind für die Werte $\kappa = 0, 0,1, 0,5$ und $1,0$ die η_0 -Kurven zusammengestellt. Außer diesen ausgezogenen η_0 -Werten habe ich gestrichelt in die Figur noch diejenigen Werte für η_0 eingezeichnet, die sich aus der klassischen Näherungstheorie ergeben. Es zeigt sich, daß in dem praktisch vorkommenden Bereich die gewöhnliche Theorie vollkommen ausreicht; bei schwacher Querbelastung, d. h. für $\kappa = 0,1$, ist die Abweichung bis zu $\frac{9}{10}$ der Knicklast kaum merklich. Auch bei den anderen Kurven bleibt der prozentuale Fehler gering, so lange $\eta_0 < 0,1$ bleibt, d. h. man kann solange mit der gewöhnlichen Theorie rechnen, als diese Ausbiegungen ergibt, die kleiner sind als $\frac{1}{10}$ der Stablänge. Das geht schon weit über das hinaus, was praktisch in Betracht kommt.

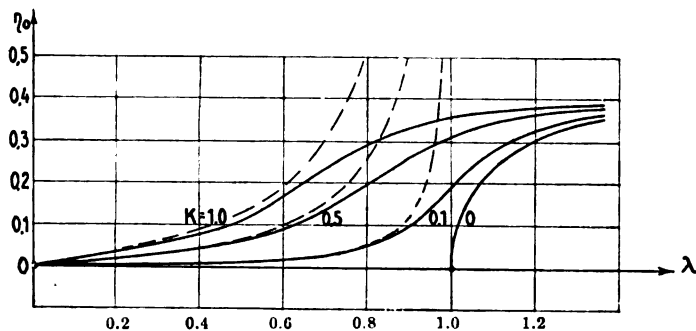


Fig. 3.

Für alle praktischen Fälle erhellt somit, daß die gewöhnliche Theorie vollständig ausreicht; es hat nicht einmal Sinn, die Verfeinerungen aus der exakten Rechnung zu berücksichtigen, solange man nicht zugleich die Änderungen in Betracht zieht, die die auf den Stab wirkenden äußeren Kräfte durch die Deformation des Stabes erleiden, d. h. für die Berechnung von Holmen, die Änderung der Luftkräfte infolge Durchbiegung der Holme.

Zum Schluß möchte ich zu den Fig. 2 und 3 noch das folgende bemerken: An der gestrichelt eingezeichneten Kurve (Fig. 2) sieht man, daß oberhalb der Knickgrenze die gewöhnliche Theorie die instabile Gleichgewichtsfigur liefert. In Fig. 3 ist das dichte Zusammenrücken der η_0 -Werte oberhalb der Knickgrenze bemerkenswert; es rührt daher, daß bei einer so starken Belastung wie einer Überschreitung der Knicklast um 40% entspricht, die Enden des Stabes schon ziemlich stark zusammengedrückt sind. Die größte Durchbiegung eines bloß auf Knickung beanspruchten Stabes ist nach der strengen Rechnung ungefähr $\frac{4}{10}$ der Länge; der auf Biegung und Knickung beanspruchte Stab hat natürlich eine größere Durchbiegung, dieselbe kann aber selbstverständlich nicht größer werden als die halbe Stablänge. Der maximale Wert für η_0 muß also in allen Fällen zwischen 0,4 und 0,5 liegen, und zwar etwa bei $\lambda = 1,9$. Für diese Betrachtung ist natürlich wesentlich, daß man mit konstanter Stablänge rechnet und in der Differentialgleichung die Bogenlänge als unabhängige Variable einführt. Rechnet man mit konstantem Abstand der Stabenden, d. h. mit x als unabhängiger Variabler, so muß man die Veränderung der Stablänge berücksichtigen. Dieses ist wesentlich für die Vergleichung der numerischen Resultate.

Zusammenfassung.

Zur Integration der exakten Differentialgleichung der elastischen Linie wird das Picardsche Verfahren der fortschreitenden Näherung herangezogen. Aus der Lösung der gewöhnlichen Näherungstheorie wird eine zweite Näherung gewonnen; daß deren Genauigkeit ausreicht, wird durch den Vergleich mit den exakten Formeln im Falle der reinen Knickung gezeigt. Danach wird das Verfahren auf den Fall der gleichzeitigen Knickung und Biegung angewendet. Die Bedeutung der Knicklast wird diskutiert. Es wird schließlich gezeigt, daß für die praktische Festigkeitsrechnung die gewöhnliche Näherungstheorie vollständig ausreicht.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Patentanmeldungen.

- 37f, 8. M. 61973. Mehrteiliges Schiebetor für Flugzeughallen und andere Gebäude mit großen Toröffnungen. Maschinenfabrik Eßlingen, Eßlingen a. N. A. 17. 10. 17. E. 8. 10. 18.
- 42c, 39. Sch. 51706. Orientierungsapparat für Schiffe, Tauchboote und Flugzeuge. Ulrich Wehrli, Frauenfeld, Schweiz; Vertr.: Heinrich Schaaf, Pat.-Anw., Cöthen i. Anh. A. 31. 7. 17. E. 19. 10. 18.
- 46c, 30. B. 84087. Schalldämpfer für Verbrennungskraftmaschinen. Dipl.-Ing. Gottfried Begas, Berlin, Aschaffener Straße 16. A. 27. 6. 17. E. 19. 10. 18.
- 46c, 12. B. 80282. Einlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Friedr. Ernst Bielefeld, Wilhelmshaven, Moltkestr. A. 6. 10. 15. E. 8. 10. 18.
- 46c, 14. B. 83983. Unterbrecher für Zündmaschinen. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. A. 9. 6. 17. E. 8. 10. 18.
- 46d, 10. B. 81478. Explosionsturbine für Brennstoffe. Hermann Burkämper, Bielefeld, Oststr. 11. A. 19. 4. 16. E. 19. 10. 18.
- 77h, 5. P. 36353. Schul-Kampfflugzeug. Pfalz-Flugwerke, G. m. b. H., Speyer a. Rh. 12. 1. 18. E. 12. 10. 18.
- 77h, 5. R. 44333. Flugzeug. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. A. 21. 3. 17. E. 12. 10. 18.
- 77h, 5. W. 48599. Gehäuse für Flugzeug-Umlaufmotoren. Karl Wiegand, Frankfurt a. M., Günderrodestr. 16. A. 3. 11. 16. E. 12. 10. 18.
- 77h, 15. W. 47462. Beleuchtungsvorrichtung für Luftfahrzeuge. Hans Winkler, München, Marktstr. 11c. A. 26. 1. 16. E. 12. 10. 18.

Patenterteilungen.

- 46c, 14. 308217. Unterbrecher für Zündvorrichtungen; Zus. z. Pat. 246227. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 20. 10. 16. B. 82675.
- 46c, 14. 308212. Anordnung zur Zündmomentverstellung. Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. 24. 3. 17. A. 29199.
- 46c, 5. 308193. Kugelpfannenlagerung, insbesondere für Kolben und Pleuellstangen von Verbrennungskraftmaschinen. Friedrich Hansen, Köln a. Rh., Auerstr. 4. 20. 7. 17. H. 72487.
- 46c, 8. 308195. Verfahren zum Vergasen flüssiger Brennstoffe. Heinrich Hildebrand, Berlin-Schöneberg, Kaiser Friedrichstr. 16. 29. 5. 15. H. 68513.
- 46c, 21. 308218. Kühlerabschlußventil. Luftschiffbau Schütte-Lanz Mannheim-Rheinau. 11. 9. 17. L. 45615.
- 46c, 5. 308194. Antrieb für Nockenwelle und Hilfsmaschinen von Verbrennungskraftmaschinen. Alfred Schmidt Berlin, Emdenerstraße 17. 26. 1. 18. Sch. 52529.
- 77h, 5. 308139. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Andersen, Klausdorf-Holtenau. 17. 8. 15. A. 27299.
- 77h, 5. 308122. Flugzeug. Albrecht Baum, Wiesbaden, Wilhelmstr. 4. 16. 8. 16. B. 82228.
- 77h, 9. 308147. Wasserflugzeug mit über dem Hinterteil des Bootes gelagertem Propeller. Ernst Bielefeld, Wilhelmshaven. 24. 5. 14. B. 77529.
- 77h, 5. 308114. Vom Motor gesteuertes Maschinengewehr für Flugzeuge. „Elemge“ Elektro-Maschinengewehr-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M. 23. 5. 16. V. 13466.
- 77h, 15. 308134. Bombenabwurfvorrichtung. Johannes Klee, Hamburg, Kaiser Wilhelmstr. 67. 5. 10. 15. K. 61263.
- 42c, 27. F. 42342. Zeigerwerk für Flüssigkeitsstandmesser mit Schwimmer. Friedrich Fitte, Berlin, Prinzenstr. 86. A. 22. 9. 17. E. 29. 10. 18.
- 46c, 7. St. 30550. Vergaser für Explosionskraftmaschinen. Wilhelm Sturm, Lörrach. A. 22. 5. 17. E. 5. 11. 18.
- 46b, 3. R. 44204. Drehschiebersteuerung für Verbrennungsmaschinen. Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstr. 171. A. 9. 2. 17. E. 20. 10. 18.
- 46b, 4. H. 62754. Rohrschiebersteuerung für Verbrennungszweitaktmotoren. Dipl.-Ing. Rudolf Heßler, Leipzig, Scheffelstr. 38. A. 16. 6. 13. E. 22. 10. 18.
- 46, Gr. 6. H. 60078. Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohlen Pleuellwelle. A. Horch & Cie., Motorwagenwerke, Akt.-Ges., Zwickau i. Sa. A. 2. 1. 13. E. 26. 10. 18.
- 77h, 5. R. 45470. Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge. Hans Rieck und Adolf Hawerländer, Spremberg N. L. A. 30. 1. 18. E. 2. 11. 18.
- 77h, 5. O. 10247. Lager für Verwindungskappen. Österr.-Ung. Flugzeugfabrik „Aviatik“, G. m. b. H., Wien. A. 18. 5. 17. E. 5. 11. 18.

- 77h, 6. B. 82377. Luftschraube mit hohlen Flügeln. Franz Bucher, Lindau-Reutin i. B. A. 2. 9. 16. E. 5. 11. 18.
- 77h, 6. G. 44823. Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung. Garuda Flugzeug- und Propeller-Bau-G. m. b. H., Neukölln. A. 6. 2. 17. E. 26. 10. 18.
- 43a, 36. 308270. Flugzeitähler für Luftfahrzeuge; Zus. z. Pat. 305314. Andreas Veigel, Cannstatt-Stuttgart, Bismarckstraße 79. 5. 2. 18. V. 14084.
- 46c, 28. 308283. Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen. Max Wild, Charlottenburg, Bismarckstr. 97/98, und Otto Goldberg, Neukölln, Friedelstr. 51. 15. 8. 16. W. 48245.
- 77h, 13. 308374. Seilführung von hin und her bewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen. Luftschiffsantrieb-G. m. b. H., Berlin. 17. 10. 16. L. 44639.
- 77h, 15. 308314. Bombenabwurfvorrichtung. M. & R. Popp, Pforzheim. 1. 10. 15. P. 34283.
- 77h, 15. 308375. Abschlußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. 22. 1. 15. S. 43461.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Technik für Alle — Technik und Industrie. Monatshefte für Elektrotechnik, Bau- und Maschinentechnik usw. Jahrgang 1918/19, Heft 4/5. Sonderheft »Das Flugzeug«. Stuttgart, Francksche Verlagshandlung, Preis vierteljährlich M. 1.45, des Sonderheftes »Das Flugzeug« einzeln M. 1.—.

Den gewaltigsten Aufschwung hat der Krieg wohl auf dem Gebiet des Flugzeugbaus hervorgerufen. Einen Einblick in die Entwicklung des Flugzeuges und was damit zusammenhängt, geben die von Fachmännern und Berufsfliegern bearbeiteten Aufsätze aus allen Gebieten des Flugzeugwesens in diesem Heft. Reg.-Rat Dr. Schuster beschreibt in einem längeren Artikel mit 48 Abbildungen die hauptsächlichsten Arten der Flugzeuge im Kriege. Im Felde stehende Flieger- und Flugzeugführer schildern die »Waffen des Fliegers«, die »Ausbildung des Kriegerfliegers«, die verschiedenen »Arten der Flieger«. Dann folgt ein Abschnitt »Fliegererlebnisse«.

Fliegerschule. Was muß ich wissen, wenn ich Flieger werden will? Ein Lehr- und Handbuch für den Flugschüler. Von Heinz Erblich, Ing. und Flugzeugführer. Dritte, völlig neu bearbeitete Auflage. Kl.-8°. 170 S. mit 140 Abb. Verlag: Richard Carl Schmidt & Co. Berlin 1918. Preis geb. M. 3.60 und 20% (70 Pf.) Teuerungszuschlag.

Der vor Jahren im Rahmen der »Autot. Bibl.« unter dem Titel »Fliegerschule« erschienene und weit verbreitete Band ist vom Verfasser völlig umgearbeitet und in zwei selbständige, wenn auch eng miteinander zusammenhängende Bände zerlegt worden, die der neuen Flugtechnischen Bibliothek eingefügt sind. Der jetzt in 3. Auflage unter dem alten Titel Fliegerschule herausgegebene Band (Nr. 4 der Sammlung) ist eine Einführung in das Wesen des Flugzeuges und seiner wesentlichsten Teile. Es werden der Motor, Fahrgestell, flugtechnische Hilfsinstrumente usw. in Wort und Bild behandelt. Das kleine Werk ist aus der Praxis geschrieben, denn der Verfasser ist Flugzeugführer und Fluglehrer.

Technik für alle. — Technik und Industrie. Monatsschrift für Elektrotechnik, Bau- und Maschinentechnik, Bergbau usw. Jahrgang 1918/19, Heft 1/3. Jährlich 12 Hefte. Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Preis vierteljährlich M. 1.45.

Im Heft 2 ist ein interessanter Aufsatz über die Gewinnung des Radiums von Professor Dr. G. Berndt enthalten. Danach sind die Aussichten, größere Radiummengen, sei es auch nur im Betrage von Kilogrammen, auf der Erde zu finden, recht gering; es hängt das mit der besonderen Natur des Radiums zusammen.

Während man den Radiumgehalt des Weltmeeres zu 10000 t, den der Tiefseesedimente zu 1 Mill. t und den der Erde, unter der

Voraussetzung, daß das Radium sich nur in einer 1 km dicken Schicht an der Oberfläche findet, zu 150000 t ansetzen kann, beträgt die abbaubwürdige Menge nach W. Petraschek nur 425 g, von denen die Joachimstaler Gruben allein beinahe ein Drittel, nämlich 130 g, enthalten. Es liegt dies daran, daß das Radium im Boden, in den Gesteinen und auch im Meerwasser so fein verteilt ist (ähnlich wie in letzterem auch das Gold), daß eine Gewinnung mit den heutigen Mitteln der Technik entweder ausgeschlossen oder nicht lohnend ist. Die bis Ende 1913 hergestellte Radiummenge beträgt etwa 15 g und dürfte sich inzwischen auf etwa 20 bis 25 g erhöht haben.

Die Montage elektrischer Licht- und Kraftanlagen. Ein Taschenbuch zum Gebrauch für Ingenieure, Elektromonture, Installateure, Betriebsführer, Schalttafelwärter, Kesselwärter, Maschinisten sowie die Besitzer elektrischer Anlagen. Von H. Pohl, Oberingenieur. Bibliothek der gesamten Technik, 1. Band. 7. Auflage. Kl.-8°. 195 S. mit 285 Abb. im Text. Leipzig, Dr. Max Jänecke, Verlagsbuchhandlung. Preis geb. M. 4.

Das Buch ist aus der Praxis für die Praxis geschrieben und behandelt alle elektrotechnischen Spezialgebiete. Die einzelnen Abschnitte behandeln: I. Grundbegriffe. II. Maschinenanlagen. III. Elektrische Maschinen und deren Montage. IV. Elektrische Motore. V. Fehler an Dynamomaschinen und Motoren. VI. Ausgleich, Umformer. VII. Akkumulatoren. VIII. Messungsinstrumente und Messungen. IX. Schalt- und Sicherheitsapparate. X. Schaltanlagen. XI. Die Leitungen. XII. Freileitungen. XIII. Kabel. XIV. Beleuchtung: A. Glühlampen, B. Bogenlampen, C. Quecksilberlampen, D. Theaterlampen. XV. Der elektrische Antrieb von Hebezeugen: A. Krane, B. Aufzüge. XVI. Bergwerke unter Tage. XVII. Schiffsinstitutionen. XVIII. Landwirtschaftliche Anlagen. XIX. Die Installation elektrischer Anlagen in verschiedenen besonders gefährdeten Räumen usw. XX. Monteur- und Motteur-ausbildung. Bei der allgemein verständlichen Darstellung kann das Buch allen, die sich beruflich mit elektrischen Anlagen befassen, zur Anschaffung nur empfohlen werden. A. V.

Der Wall von Eisen und Feuer. Von Georg Wegener. Zweiter Teil: Champagne—Verdun—Somme. Gr.-8°. 400 S. mit Abbildungen. Verlag: F. A. Brockhaus, Leipzig. Preis geb. M. 12.

Der Inhalt ist außerordentlich interessant für unsere Leser, namentlich die Kapitel über Boelke. Die Ausstattung des Werkes ist sehr gut.

Aus dem Inhalt: Trommelfeuer. Durchkommen sie nicht. Im Hauptquartier der Champagne-Armee. Ein französisches Tagebuch aus der Champagne-Offensive. Die Kathedrale von Reims. Laon. Soissons. Weihnachten am Hartmannsweilerkopf. Unsere Eisenbahnen und der Krieg. Auf der Höhe von Verdun: An der Woëvre. Chimay. Stille vor dem Sturm. Die Sommeschlacht I und II. Cambrai. Hauptmann Boelke. Ham an der Somme. Boelkes letzter Flug. Das Friedensangebot des Kaisers. J. S.

Bodenreform. Deutsche Volksstimme, Frei Land. Organ der deutschen Bodenreformer. Herausgegeben von Adolf Damaschke. 29. Jahrgang. 1918. Nummer 12 bis 15.

Die »Bodenreform« ist die verbreitetste Zeitschrift für volkswirtschaftliche und staatsbürgerliche Bildung im deutschen Sprachgebiet. Sie kostet vierteljährlich nur M. 1.50 bei jeder Buchhandlung und Post. Probenummern versendet kostenfrei der Verlag »Bodenreform«, Berlin NW. 23, Lessingstr. 11.

Die Notwendigkeit des Kriegerheimstättengesetzes wird, wie die »Bodenreform« Nr. 15 in zwei Briefen von Kirchenvertretern verschiedener Konfessionen kundgibt, auch von den religiösen Gemeinschaften als dringend anerkannt. Von großem Interesse für viele werden die Ausführungen »Das Kapitalabfindungsgesetz — eine Ursache schwerer Not« sein, in denen durch Beispiele aus dem Leben gezeigt wird, wie die Abfindung oft nicht zur sorgenfreien Existenz, sondern zur Verschuldung und Überlastung des Kriegsbeschädigten führt, wenn der Kaufunkundige Wucherpreise für Siedelstellen zahlt. Um das zu verhüten, muß dem Kapitalabfindungsgesetz das Kriegerheimstättengesetz zur Seite gestellt werden. — Ferner sei noch auf den Bericht über die Paderborner Kriegerheimstätten-, Lehr- und Siedlungsgutgesellschaft hingewiesen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Herr Professor und Regierungsbaumeister a. D. Zopke, Hamburg, ist am 25. August verstorben. Er gehörte seit 1912 der Gesellschaft an, wir werden ihm ein getreues und ehrenvolles Andenken bewahren.

2. Adressenänderungen:

Fueß, Paul, Fabrikant, Steglitz, Fichtestr. 45.
Herzing, Wilhelm, Leutnant, Dresden-A., Reichstr. 11.

Drexler, Franz, Leutnant d. R., Friedenau, Kaiser-Allee 118,

Gramberg, A., Professor Dr., Oberingenieur der Höchster Farbwerke, Frankfurt a. M., Bürgerstr. 68,

Schmiedecke, Generalleutnant, Hermsdorf, Waldsee-straße 19.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.

NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Proj. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linienführer-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Straßburg, z. Z. Wien,
K. u. K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzoglich Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

28. September 1918.

Heft 17 und 18.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee.“

INHALT:

Zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von H. Müller-Breslau. S. 105.
Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte. Von Th. v. Kármán und E. Trefftz. S. 111.
Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes. Von Ing. A. St. S. 116.

Der „Flatmotor.“ Von Ing. S. Hoffmann. (Schluß der Figuren.) S. 121.
Patentschau. S. 122.
Bücher-Besprechungen. S. 123.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 124.

Zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von H. Müller-Breslau.

Die in dieser Zeitschrift 1917, Heft 17 u. 18, von A. Pröll veröffentlichte Arbeit über die Berechnung von Tragflächenholmen weist auf die für mehrfeldrige Holme wichtige Frage der Erhöhung der Knickfestigkeit durch die entlastenden Knotenmomente hin, beschränkt sich aber auf die Untersuchung des einfachen Falles eines gelenkig mit dem Rumpf befestigten, nur in zwei Punkten gestützten Holmes einer einstufigen Tragwand. Die von willkürlichen Annahmen über die Gestalt der Biegelinie ausgehende Arbeit enthält auch einen Hinweis auf die in meiner Graphischen Statik, Bd. II, Abt. II, mitgeteilte strengere Untersuchung gelenkloser Fachwerkgerüste. Pröll sagt: »Die Müller-Breslauschen Formeln eignen sich sehr gut zur Berechnung der eingangs erwähnten Spannungen, sie erlauben aber nicht, ohne weiteres Schlüsse zu ziehen auf eine Vergrößerung der kritischen Knicklast.« In etwas anderer Form wiederholt er auf S. 51 (1918) diese Ansicht.

Das veranlaßt mich, die Anwendung jener Formeln auf die fragliche Aufgabe zu zeigen. Ich schicke eine Einleitung voraus.

Zur Erzielung einfacher mathematischer Entwicklungen wird bekanntlich mit ganz vereinzelt, auf sehr einfache Fälle sich beschränkenden Ausnahmen die Gleichung der elastischen Linie:

$$\frac{EJ}{r} = \pm M \quad (1)$$

ersetzt durch die Näherungsgleichung

$$EJ \frac{d^2 y}{dx^2} = \pm M \quad (2)$$

Das hat bei dem auf Biegung und Druck beanspruchten Stabe zur Folge, daß die als Funktionen von

$$\alpha = \sqrt{\frac{Ss^2}{EJ}} \quad (3)$$

dargestellten Momente und damit auch die Druckspannungen

$$\sigma = \frac{S}{F} + \frac{M}{W}$$

unendlich groß werden, wenn α einen bestimmten Wert α_K erreicht. Den durch die Formel

$$S_K = \alpha_K^2 \frac{EJ}{s^2} \quad (4)$$

gegebenen Druck pflegt man als Knicklast zu bezeichnen und die Zahl

$$\xi = \frac{\alpha_K^2}{a^2} \dots \dots \dots (5)$$

als Knicksicherheit. Für den nur an beiden Enden gestützten und dort gelenkig gelagerten Stab ist $\alpha_K = \pi$.

Trägt man die a als Abszissen und die σ als Ordinaten auf, so erhält man eine Kurve, die bei α_K eine Asymptote hat.

Wendet man die genauere Gleichung (1) an, so bleibt σ endlich, es nimmt aber, wenn a einen bestimmten Wert überschreitet, bei biegeungssteifen Stäben so stark zu, daß es praktisch auf dasselbe hinauskommt, als hätte die σ -Linie eine Asymptote. Um dies an einem nur wenig Rechnung erfordernden Beispiele zu zeigen, betrachten wir einen an den Enden frei aufliegenden, gleichmäßig mit g s belasteten und durch S gedrückten Stab (Fig. 1) unter der Voraussetzung, daß sich

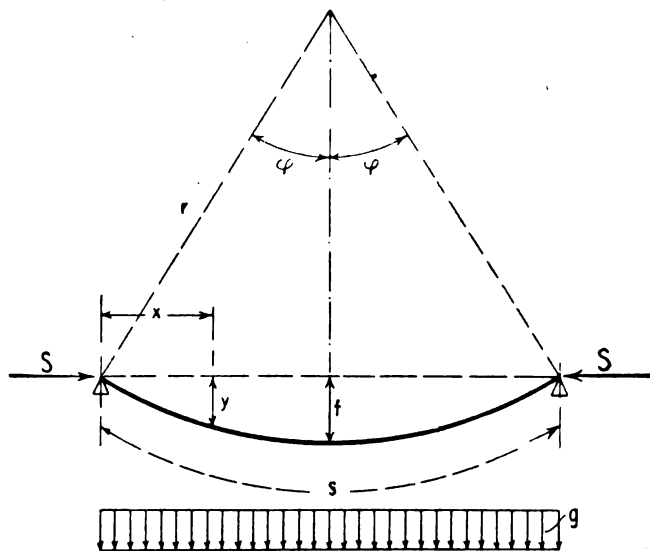


Fig. 1.

die Trägheitsmomente der Querschnitte zueinander verhalten wie die Biegemomente, daß also

$$\frac{J_x}{J} = \frac{\frac{1}{2} g x (s-x) + S y}{\frac{1}{8} g s^2 + S f} \dots \dots \dots (6)$$

ist¹⁾. Die elastische Linie ist in diesem Falle ein Kreisbogen, und Gleichung (1) liefert für die Stabmitte die Beziehung

$$\frac{E J}{r} = S f + \frac{g s^2}{8} \dots \dots \dots (7)$$

Setzt man

$$f = r (1 - \cos \varphi), \quad r = \frac{s}{2 \varphi},$$

so erhält man für den zur Erzeugung einer bestimmten Durchbiegung erforderlichen Druck S die Formel

$$S = \frac{\varphi}{1 - \cos \varphi} \left(\frac{4 E J}{s^2} \varphi - g \frac{s}{4} \right) \dots \dots \dots (8)$$

Ist $g = 0$, so folgt

$$S = \frac{4 E J}{s^2} \frac{\varphi^2}{1 - \cos \varphi} \dots \dots \dots (9)$$

Der Stab bleibt gerade, solange S den Wert

$$S_K = \frac{8 E J}{s^2} \dots \dots \dots (10)$$

nicht überschreitet, denn es ist

¹⁾ Für den Fall $g = 0$ habe ich dieses Beispiel aus meinen Vorlesungen bereits in meinen „Neueren Methoden der Festigkeitslehre“, 4. Aufl., S. 303 mitgeteilt. Bei Beschränkung auf kleine Durchbiegungen darf $\frac{J_x}{J} = \frac{4x(s-x)}{s^2}$ angenommen werden.

$$\lim \left[\frac{\varphi^2}{1 - \cos \varphi} \right]_{\varphi=0} = 2.$$

Setzt man für kleine Werte φ

$$1 - \cos \varphi = \frac{\varphi^2}{2} - \frac{\varphi^4}{24},$$

so geht (8) über in

$$S = S_K \frac{12}{12 - \varphi^2}.$$

Ist h die Höhe des Querschnitts, so erzeugt S im Falle $g = 0$ die Biegungsspannung

$$\sigma_b = E \frac{h}{s} \varphi = E \frac{h}{s} \sqrt{12 \frac{S - S_K}{S}} \dots \dots \dots (11)$$

Es sei $s = 200$ cm, $J = 125$ cm⁴, $F = 24$ cm², $h = 6,5$ cm, $W = 38,5$ cm³, $E = 120\,000$ kg/cm². Die Bruchspannung liege in der Nähe von $\sigma = 600$ kg/cm². Man erhält

$$S_K = \frac{8 E J}{s^2} = 3\,000 \text{ kg.}$$

Hierzu gehört $\sigma_b = S_K/F = 125$ kg/cm². Steigt der Druck um 10 kg, so entsteht bereits

$$\sigma = \frac{3010}{24} + \frac{120\,000 \cdot 6,5}{200} \sqrt{\frac{120}{3010}} = 905 \text{ kg/cm}^2.$$

Man erkennt, daß man S_K als Knicklast bezeichnen darf, weil eine sehr geringe Erhöhung dieses Druckes genügt, den Stab zu knicken.

Es sei nun $S = 2000$ kg, $g = 1,0$ kg/cm. Dann folgt aus (8) zur Berechnung von φ die Gleichung

$$2000 = \frac{\varphi}{1 - \cos \varphi} (1500 \varphi - 50).$$

Man findet

$$\varphi = 0,099834 (5^\circ 43' 13''),$$

$$f = \frac{s}{2 \varphi} (1 - \cos \varphi) = 4,9875 \text{ cm,}$$

$$M_{\max} = S f + \frac{g s^2}{8} = 14\,975 \text{ kgcm,}$$

$$\sigma = \frac{S}{F} + \frac{M}{W} = 470 \text{ kg/cm}^2.$$

Ersetzt man für kleine Durchbiegungen

$$r = \frac{s^2 + 4 f^2}{8 f} \text{ durch } r = \frac{s^2}{8 f},$$

so folgt aus (7):

$$f = \frac{g s^2}{8 (S_K - S)}$$

und

$$(M) = \frac{g s^2}{8} \cdot \frac{S_K}{S_K - S} = 15\,000 \text{ kgcm.}$$

Zu diesem Werte (M) führt auch die Gleichung (2), die bei konstantem M/J eine Parabel bestimmt, deren Krümmungsradius im Scheitel gleich $s^2/8f$ ist.

S kg	g kg/cm	φ	φ^0	f cm	M kgcm	σ kg/cm ²	(M) kgcm
2000	1,0	0,099834	5° 43' 13''	4,9875	14 975	470	15 000
2100	1,05	0,116360	6° 40'	5,811	17 453	540	17 500
2200	1,1	0,136912	7° 50' 40''	6,835	20 537	625	20 625
2400	1,2	0,197435	11° 18' 44''	9,840	29 616	870	30 000
2600	1,3	0,309059	17° 42' 28''	15,330	46 358	1310	48 750

Die Zahlentafel gibt die M , σ und (M) für verschiedene Laststufen an. Selbst bei der beträchtlichen Durchbiegung $f = 15,33$ cm, die oberhalb der Bruchgrenze liegend, gar nicht mehr in Frage kommt, beträgt der Unterschied zwischen M und (M) nur 5 v. H. Je mehr S an S_K heranrückt, desto größer werden die Abweichungen. $S = S_K$ liefert $(M) = \infty$.

Bruchgefahr beginnt im vorliegenden Fall bereits bei $S = 2200 \text{ kg}$ und tritt im allgemeinen selbst bei mäßigen Spannungen ein, sobald σ in den steilen Anstieg der σ -Linie rückt, weil dann eine geringe Erhöhung der Belastung den Stab zum Bruch bringen kann.

Ich habe dieses Beispiel den folgenden Untersuchungen vorangestellt, weil es Aufschluß darüber gibt, wie das Auftreten der Werte $M = \infty$ aufzufassen ist. Dieses Unendlichwerden kennzeichnet Fälle, in denen schon sehr geringe Ursachen eine außerordentlich starke Erhöhung der Spannungen bewirken können.

I.

Wir untersuchen ein gleichmäßig mit $g s$ belastetes Holmfeld (Fig. 2), an dessen beiden Enden Momente M_A und M_B angreifen, und nehmen die Momente positiv an, sobald sie am oberen Querschnittsrande Zugspannungen erzeugen.

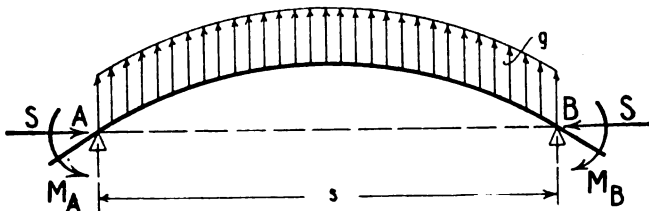


Fig. 2.

Mit den Bezeichnungen

$$k^2 = \frac{EJ}{S}, \quad \alpha = \sqrt{\frac{S s^2}{EJ}}, \quad k = \frac{s}{\alpha} \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= g k^2 + M_A, \\ D_2 &= g k^2 + M_B, \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\varphi = \frac{x}{k} = \frac{x}{s} \alpha,$$

ist das Moment M im Abstände x von A

$$M = D_1 \cos \varphi + \frac{D_2 - D_1 \cos \alpha}{\sin \alpha} \sin \varphi - g k^2 \quad (14)$$

es wird ein Maximum oder Minimum für

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{D_2 - D_1 \cos \alpha}{D_1 \sin \alpha} \quad (15)$$

Man erhält

$$M_{\frac{\max}{\min}} = D_1 \sec \varphi - g k^2 \quad (16)^1$$

In der Mitte des Feldes entsteht das oft nur wenig von $M_{\frac{\max}{\min}}$ abweichende Moment

$$M_M = \left[g k^2 + \frac{1}{2} (M_A + M_B) \right] \sec \frac{\alpha}{2} - g k^2 \quad (17)$$

Ist nun für $\alpha = \pi$

$$g k^2 + \frac{1}{2} (M_A + M_B) \leq 0 \quad (18)$$

also

$$M_A + M_B \geq -\frac{2 g s^2}{\pi^2} \quad (19)$$

so wird $M_M = \infty$ und ebenso

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{D_2 + D_1}{\sin \pi} = \frac{2 g k^2 + (M_A + M_B)}{\sin \pi} = \infty.$$

Die Knicksicherheit ist dann nur

$$\Theta = \frac{\pi^2 EJ}{S_2} = \frac{\pi^2}{\alpha^2}.$$

Soll $\alpha_K > \pi$ werden, so muß für $\alpha = \pi$

$$M_A + M_B = -\frac{2 g s^2}{\pi^2} \quad (20)$$

sein. Das ist für einen allgemeinen Belastungszustand nur möglich, wenn mindestens das eine der beiden Momente M_A und M_B eine Funktion von α ist, ein beim mehrfach gestützten Holm vorliegender Fall. Greifen aber an den Stabenden beliebig große Momente M_A und M_B an, so muß mit der Ungleichung (19) gerechnet und $\alpha_K = \pi$ gesetzt werden. Die Knicksicherheit wird in diesem Falle durch entlastende Momente M_A und M_B , die entgegengesetzt drehen wie in Fig. 2, nicht erhöht.

Gleichung (17) kann mit Hilfe des Näherungswertes

$$\sec \frac{\alpha}{2} - 1 = \frac{\pi^2}{8 \left(\frac{\pi^2}{\alpha^2} - 1 \right)} \quad (21)$$

umgeformt werden in

$$\begin{aligned} M_M &= \frac{g s^2}{8} \Theta + 0,6 (M_A + M_B) + \frac{1}{2} (M_A + M_B) \\ M_M &= \frac{g s^2}{8} \Theta + (0,5 \Theta + 0,1) (M_A + M_B) \end{aligned} \quad (22)$$

0,6 ist der abgerundete Wert $\pi^2/16$. Das Ergebnis von (22) wird um so ungenauer, je kleiner Θ ist, je näher also die zu untersuchende Laststufe an der Knickgrenze liegt¹⁾. Mit $M_A = 0$ und $M_B = 0$ entsteht aus (22) die Vianellosche Formel

$$M_M = \frac{g s^2}{8} \frac{S_K}{S_K - S} = \frac{g s^2}{8} \frac{\Theta}{\Theta - 1},$$

zu der wir auch in dem Einleitungsbeispiele gelangt waren. Dort war wegen des veränderlichen Trägheitsmomentes J :

$$\Theta = \frac{8}{\alpha^2} \text{ statt } \frac{\pi^2}{\alpha^2}.$$

II.

Als erstes Beispiel wählen wir den bei A mit dem Rumpf gelenkig verbundenen Holm einer einstieligen Tragwand, Fig. 3. Es ist $M_A = 0$. Am überragenden Arm greift ein beliebig großes Moment M_B an. Auf diesen einen einfachsten Fall beschränkt sich die Prölsche Untersuchung; er läßt sich mit wenigen Worten erledigen. Da nämlich im allgemeinen

$$M_B > 2 g \frac{s^2}{\pi^2}$$

ist, so darf nur mit der Knicklast

$$S_K = \frac{\pi^2 EJ}{s^2}$$

gerechnet werden. Die Knicksicherheit des Holmes wird durch das entlastende Moment M_B nicht erhöht. Die Gleichungen

¹⁾ Auf den aus meinen Hochschulvorlesungen stammenden Näherungswert (21) für den bei Knickaufgaben oft vorkommenden Ausdruck $\sec \frac{\alpha}{2} - 1$, führte mich, unabhängig von Vianello, meine Untersuchung über exzentrisch gedrückte Stäbe. Die Integration der Differentialgleichung

$$EJ \frac{d^2 y}{dx^2} = -S(a + y) = -S \left(a + f \sin \frac{\pi x}{s} \right)$$

liefert für $x = \frac{1}{2} s$

$$y_{\max} = f = \frac{\pi^2 a}{8 \left(\frac{\pi^2}{\alpha^2} - 1 \right)}.$$

Die Vergleichung dieses Wertes mit dem bekannten Ausdrucke

$$f = a \left(\sec \frac{\alpha}{2} - 1 \right)$$

ergibt Formel (21).

Ich verweise noch auf die von Pröll auf längerem Wege durchgeführte Erweiterung der Vianelloschen Formel (diese Zeitschrift 1917, S. 135 u. Zentralblatt der Bauverwaltung 1916, S. 391).

Gleichung (22) ist kaum einfacher als Gleichung (17); letztere besitzt den Vorzug, ohne weiteres das Ablesen der wichtigen Kennzeichen (19) und (20) zu gestatten.

¹⁾ Müller-Breslau, Graphische Statik, Bd. II, Abt. II, Seite 288.

(15), (16), (17) gehen mit $M_A = 0$ über in

$$\operatorname{tg} \varphi = \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - \frac{M_B}{g k^2 \sin \alpha} \quad (23)$$

$$M_{\max} = g k^2 (\sec \varphi - 1) \quad (24)$$

$$M_M = g k^2 \left(\sec \frac{\alpha}{2} - 1 \right) - \frac{1}{2} M_B \sec \frac{\alpha}{2} \quad (25)$$

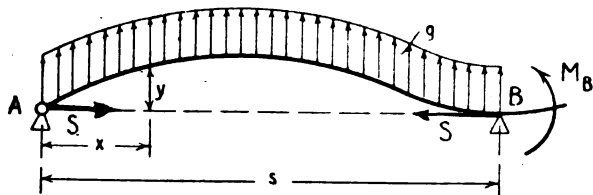


Fig. 3.

Das sind Formeln, die schnell zum Ziele führen und den Einfluß des entlastenden Momentes M_B gut zur Anschauung bringen. Bei größerem M_B ergibt sich in der Nähe der Bruchgrenze wegen der großen Zahl $\sec \frac{\alpha}{2}$ das Moment M_M als ein verhältnismäßig kleiner Unterschied zweier sehr großen Werte, von denen der zweite die Wirkung des entlastenden Momentes angibt. Das gleiche gilt von $\operatorname{tg} \varphi$.

Zahlenbeispiel. Es sei

$$F = 6 \cdot 6,5 - 4,8 \cdot 3,1 = 24,12 \text{ cm}^2,$$

$$J = \frac{1}{12} (6 \cdot 6,5^3 - 4,8 \cdot 3,1^3) = 125,4 \text{ cm}^4,$$

$$W = \frac{J}{6,5} = 38,6 \text{ cm}^3, \quad s = 200 \text{ cm}, \quad g = 1,4 \text{ kg/cm},$$

$$S = 3240 \text{ kg}, \quad E = 110000 \text{ kg/cm}^2,$$

$$g k^2 = \frac{g E J}{S} = 5960 \text{ kgcm}, \quad M_B = 10800 \text{ kgcm},$$

$$\frac{\alpha}{2} = \frac{s}{2} \sqrt{\frac{S}{E J}} = 1,532595, \quad \frac{\alpha^0}{2} = 87^\circ 48' 40'',$$

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = 26,1630, \quad \sec \frac{\alpha}{2} = 25,1821, \quad \sin \alpha = 0,076332,$$

$$\operatorname{tg} \varphi = 26,1630 - 23,7394 = 2,4236, \quad \sec \varphi = 2,6218,$$

$$M_{\max} = 5960 \cdot 1,6218 = 9666 \text{ kgcm},$$

$$M_M = 5960 \cdot 25,1821 - \frac{10800}{2} \cdot 26,1821,$$

$$= 150085 - 141383 = 8702 \text{ kgcm}.$$

$$\sigma = \frac{5240}{24,12} + \frac{96666}{38,6} = 385 \text{ kg/cm}^2.$$

Ohne das entlastende M_B würde das weit über der Bruchgrenze liegende Moment

$$M_{\max} = 150085 \text{ kgcm} (= 17,3 M_{\max})$$

entstehen.

Wir geben noch einige Punkte der σ -Linie an. Die Werte

$$g = 1,4 \text{ kg/cm}, \quad S = 3240 \text{ kg}, \quad M_B = 10800 \text{ kgcm}$$

mögen für vierfache Belastung gelten. Dann ist bei q -facher Belastung

$$S = 810 q, \quad M_B = 2700 q, \quad \sigma_0 = \frac{S}{F} = 33,58 q$$

Der Wert $g k^2 = 5960 \text{ kgcm}$ ist unabhängig von q , weil Zähler und Nenner von k^2 den Faktor q enthalten. Daher:

$$\operatorname{tg} \varphi = \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - \frac{2700 q}{5960 \sin \alpha}$$

Zwischen q und α besteht die Beziehung

$$q = \frac{\alpha^2 E J}{810 s} = 1,703 \left(\frac{\alpha}{2} \right)^2.$$

Die Zahlentafel enthält die Ergebnisse der von runden Winkeln α ausgehenden Rechnung für in der Nähe von 1, 2, 3, 4, 1, 4, 15 liegende q sowie die bereits für $q = 4$ gefundenen Werte.

$\frac{1}{2} \alpha$	$\frac{1}{2} \alpha$	q	σ_0 kg/cm ²	$M_B = 2700 q$		$M_B = 0$		S kg
				M_{\max} kgcm	σ kg/cm ²	M_{\max} kgcm	σ kg/cm ²	
44°	0,768	1,004	33,7	732	53	2325	94	813
62°	1,082	1,994	67,0	1040	109	6735	241	1615
76°	1,326	2,996	100,6	2988	178	18676	584	2427
—	—	4,0	134,3	9666	385	150085	—	3240
80° 50'	1,550	4,094	137,5	16030	553	—	—	3316
89° 30'	1,502	4,155	139,5	34651	1037	—	—	3366
—	$\frac{1}{2} \pi$	4,202	141	~	~	~	~	3404

Die Knicklast ist in beiden Fällen

$$S_K = \frac{\pi^2 E J}{s^2} = 3404 \text{ kg}.$$

III.

Ein biegungsfest durch mehrere Felder gehender Holm ruhe auf den Stützen A, 1, 2, 3, ..., r, ..., B. Die Stützmomente M_A und M_B hängen nur von der Belastung der Kragarme ab und sind gegeben. Die Momente $M_1, M_2, M_3, \dots, M_r, \dots$ werden mit Hilfe der Gleichungen

$$M_{r-1} \psi_r'' + M_r (\psi_r' + \psi_{r+1}') + M_{r+1} \psi_{r+1}'' = -g_r s_r^2 \psi_r''' - g_{r+1} s_{r+1}^2 \psi_{r+1}''' + J \theta_r \quad (26^1)$$

berechnet, wo

$$\left. \begin{aligned} \psi &= \frac{r}{S_s}, & \psi' &= 1 - \alpha \cot \alpha \\ \psi'' &= \frac{\alpha}{\sin \alpha} - 1, & \psi''' &= \frac{1 - \cos \alpha}{\alpha \sin \alpha} - \frac{1}{2} \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

$\Delta \theta_r$ bedeutet den Winkel, um den sich infolge der Winkeländerungen der Tragwand der Stab s_r gegen den Stab s_{r+1} dreht, wobei Rechtsdrehung positiv zählt.

Die S sind, streng genommen, von den M abhängig, werden aber der Einfachheit wegen unter der Voraussetzung gelenkiger Knoten berechnet — vorbehaltlich einer nachträglichen Verbesserung. Das gleiche gilt von den $\Delta \theta$. Die Gleichungen (26) sind dann vom ersten Grade, die M nähern sich dem Werte ∞ , sobald die Nennerdeterminante D_N an Null heranrückt. Die Gleichung

$$D_N = 0 \quad (28)$$

genügt aber nicht zur Beurteilung der Knicksicherheit des Holmes. Es muß daneben auch die Knicksicherheit der einzelnen Holmfelder geprüft werden, denn es darf a_r den Wert π nur dann überschreiten, wenn für $a_r = \pi$ die Bedingung

$$M_{r-1} + M_r = -\frac{2 g_r s_r^2}{\pi^2} \quad (29)$$

erfüllt wird.

Beim gleichmäßigen Anschwellen aller Feldbelastungen bleibt das gegenseitige Verhältnis

$$S_1 : S_2 : S_3 : \dots$$

der von den Knotenmomenten M unabhängigen Drucke S ungeändert. Ebenso verhalten sich die Größen a , denn zwischen zwei Größen a_m und a_r besteht die Beziehung

$$\frac{a_m}{a_r} = \frac{s_m}{s_r} \sqrt{\frac{S_m}{S_r} \frac{J_r}{J_m}} \quad (30)$$

Ist nun $a_r > a_{r+1}$, so formen wir (26) um in

¹⁾ Müller-Breslau, Graphische Statik, Bd. II, Abt. 2, Seite 289.

$$M_{r-1} \frac{\psi_r''}{\psi_r'} + M_r \left(1 + \frac{\psi_{r+1}'}{\psi_r'} \right) + M_{r+1} \frac{\psi_{r+1}''}{\psi_r'} = -g_r s_r^2 \frac{\psi_r'''}{\psi_r'} - g_{r+1} s_{r+1}^2 \frac{\psi_{r+1}'''}{\psi_r'} + \frac{\Delta \theta_r}{\psi_r'} \quad (31)$$

und setzen $\alpha_r = \pi$. Dann wird $\psi_r' = \infty$, wohingegen ψ_{r+1}' , ψ_{r+1}'' und ψ_{r+1}''' endlich bleiben. Mit den Werten

$$\left. \begin{aligned} \frac{\psi_r''}{\psi_r'} &= \left[\frac{\alpha - \sin \alpha}{\sin \alpha - \alpha \cos \alpha} \right]_{\alpha=\pi} = 1 \\ \frac{\psi_r'''}{\psi_r'} &= \left[\frac{1 - \cos \alpha - \frac{\alpha \sin \alpha}{2}}{\alpha (\sin \alpha - \alpha \cos \alpha)} \right]_{\alpha=\pi} = \frac{2}{\pi^2} \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

geht (31) über in

$$M_{r-1} + M_r = -\frac{2 g_r s_r^2}{\pi^2}$$

Erreicht α_{r+1} den Wert π , so bleiben, da $\alpha_r > \pi$ ist, die ψ_r endlich; man erhält, nach Division von (26) durch ψ_{r+r}'

$$M_r + M_{r+1} = -\frac{2 g_{r+1} s_{r+1}^2}{\pi^2}$$

und damit ist zunächst nachgewiesen, daß beim mehrfach gestützten Holm eine Erhöhung der Knicklast über den gewöhnlichen Eulerschen Wert möglich ist. Ist α_r der größte der Werte α , so wird man alle α mittels (30) durch α_r ausdrücken und die Gleichung (28) nach α_r auflösen. Ist α_K die erste Wurzel dieser Gleichung, so erhält man

$$\max \alpha_r = \alpha_K.$$

In dem wichtigen Sonderfall

$$\alpha_r = \alpha_{r+1} = \alpha$$

ist:

$$v_r = v_{r+1} = v,$$

$$\frac{J_r}{S_r s_r^2} = \frac{J_{r+1}}{S_{r+1} s_{r+1}^2} = E \alpha.$$

$$\psi_r = \frac{v}{S_r s_r} = E \alpha v \frac{s_r}{J_r}$$

Damit geht (26) über in

$$M_{r-1} \frac{s_r}{J_r} \frac{v''}{v'} + M_r \left(\frac{s_r}{J_r} + \frac{s_{r+1}}{J_{r+1}} \right) + M_{r+1} \frac{s_{r+1}}{J_{r+1}} \frac{v''}{v'} = -\frac{v'''}{v'} \left(g_r \frac{s_r^3}{J_r} + g_{r+1} \frac{s_{r+1}^3}{J_{r+1}} \right) + \frac{\Delta \theta_r}{E \alpha v'}$$

und für $\alpha = \pi$ in

$$M_{r-1} \frac{s_r}{J_r} + M_r \left(\frac{s_r}{J_r} + \frac{s_{r+1}}{J_{r+1}} \right) + M_{r+1} \frac{s_{r+1}}{J_{r+1}} = -\frac{2}{\pi^2} \left(g_r \frac{s_r^3}{J_r} + g_{r+1} \frac{s_{r+1}^3}{J_{r+1}} \right) \quad (33)$$

Diese Gleichung unterscheidet sich von der gewöhnlichen Clapeyronschen Dreimomentengleichung für den gleichmäßig mit g_r , g_{r+1} belasteten, auf starren Stützen ruhenden Balken nur dadurch, daß an die Stelle von g die Belastung $\frac{2}{\pi^2} g$ tritt und der Beiwert von M_r nur halb so groß ist.

Erstes Beispiel. Balken auf 3 Stützen, Fig. 4. Zur Bestimmung von M_1 dient die Gleichung

$$M_A \psi_1'' + M_1 (\psi_1' + \psi_2') + M_B \psi_2'' = -g_1 s_1^2 \psi_1''' - g_2 s_2^2 \psi_2''' + \Delta \theta \quad (34)$$

M_1 wird ∞ , wenn

$$\psi_1' + \psi_2' = 0 \quad (35)$$

wird. Zur Berechnung des Grenzwertes α_K dient also die Gleichung

$$1 - \alpha_1 \cotg \alpha_1 + \frac{S_1 s_1}{S_2 s_2} (1 - \alpha_2 \cotg \alpha_2) = 0 \quad (36)$$

Ist z. B.

$$S_1 = S_2, \quad \frac{\alpha_2}{\alpha_1} = \frac{s_2}{s_1} = \frac{3}{4},$$

so folgt aus (36)

$$1 + \frac{4}{3} - \alpha_1 \left(\cotg \alpha_1 + \cotg \frac{3}{4} \alpha_1 \right) = 0.$$

Man erhält

$$\alpha_1 = 3,5228 (201^\circ 50' 27'')$$

mithin

$$S_K = 3,5228^2 \frac{EJ}{s_1^2} = 12,41 \frac{EJ}{s_1^2} = 1,26 \pi^2 \frac{EJ}{s_1^2}$$

Wählt man die Feldweiten so, daß die Eulerschen Knicklasten $\pi^2 EJ/s^2$ beider Felder gleich groß sind, daß also

$$S_1 s_1^2 = S_2 s_2^2, \quad \alpha_1 = \alpha_2 = \alpha, \quad v_1 = v_2 = v$$

ist, so geht Gleichung (36) über in

$$1 - \alpha \cotg \alpha = 0 \quad (37)$$

Die erste Wurzel ist $\alpha = 4,4534 (257^\circ 27' 12'')$ und würde, wollte man ohne weitere Prüfung nur (37) beachten,

$$S_{1K} = 20,19 \frac{EJ}{s_1^2}$$

liefern. Nun geht aber (34) in diesem Sonderfalle über in

$$M_A s_1 + M_1 (s_1 + s_2) + M_B s_2 = -\frac{2}{\pi^2} (g_1 s_1^3 + g_2 s_2^3).$$

Hieraus folgt:

$$M_A + M_1 = -\frac{2}{\pi^2} \frac{g_1 s_1^3 + g_2 s_2^3}{s_1 + s_2} + \frac{(M_A - M_B) s_2}{s_1 + s_2}$$

$$M_1 + M_B = -\frac{2}{\pi^2} \frac{g_1 s_1^3 + g_2 s_2^3}{s_1 + s_2} + \frac{(M_B - M_A) s_1}{s_1 + s_2}$$

Die Bedingung (29) wird für einen allgemeineren Belastungsfall in keinem Felde erfüllt. Die Knicklast beträgt daher nur

$$S_{1K} = \pi^2 \frac{EJ}{s_1^2} \quad (2)$$

Für den Fall symmetrischer Anordnung, der bei dem über die ganze Spannweite biegungsfest durchgehenden Holme eines Einstiegers vorliegt, möge noch $\tg \varphi$ unter der Voraussetzung berechnet werden, daß zwar $S_1 = S_2$ und damit auch $\alpha_1 = \alpha_2$ ist, daß aber g_1 und g_2 voneinander abweichen, ebenso M_A und M_B , ein Belastungszustand, der sich bei einem Doppeldecker, dessen Spannkräfte S von den Belastungen beider Tragflächen abhängen, leicht herstellen läßt. Man erhält dann

$$M_1 = \frac{-(g_1 + g_2) s^2 v'''}{2 v'} - \frac{(M_A + M_B) v''}{2 v'} + S s \Delta \theta_1$$

¹⁾ Die genauere Lösung dieser oft vorkommenden Gleichung ist $\alpha = 4,4934094 (257^\circ 27' 12,218'')$.

²⁾ Fehlen beim mehrfach gestützten Balken die Querbelastrungen g und die Momente M_A und M_B , so knickt der Balken bei gleichgroßen α in allen Feldern in einer Wellenlinie aus, deren Wendepunkte über den Stützen liegen. Hieraus folgt dann ohne weiteres der Grenzwert $\alpha_{\max} = \pi$. Bei Flugzeugholmen sind große Drucke S stets die Folge großer Querbelastrungen. Trotzdem kann der Fall $\alpha_{\max} = \pi$ auch hier eintreten.

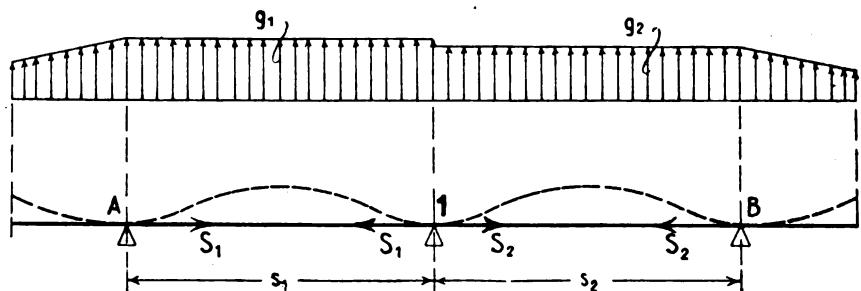


Fig. 4.

Setzt man diesen Wert in die Formel

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{g_1 k^2 + M_1 - (g_1 k^2 + M_A) \cos \alpha}{(g_1 k^2 + M_A) \sin \alpha}$$

ein, so erhält man mit den Bezeichnungen

$$\frac{M_A}{g_1 k^2} = \beta \quad \frac{S s \Delta \vartheta}{g_1 k^2} = \gamma$$

nach einer einfachen Rechnung

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{1 - \cos \alpha - \alpha \sin \alpha + \frac{1}{2} \alpha^2 - \beta (\alpha \sin \alpha + \cos \alpha - 1) + \gamma}{(1 + \beta) (\sin \alpha - \alpha \cos \alpha)} + \frac{(g_1 - g_2) s^2 v''' + (M_A - M_B) v''}{2 (g_1 k^2 + M_A) v' \sin \alpha}$$

Ist $g_1 = g_2$ und $M_A = M_B$, so wird für $\alpha = \pi$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{2 + 0,5 \pi^2 + 2 \beta + \gamma}{(1 + \beta) \pi}$$

Bei unsymmetrischer Belastung ergibt sich für $\alpha = \pi$, da $\frac{v'''}{v'}$ und $\frac{v''}{v'}$ die Werte $\frac{2}{\pi}$ und 1 annehmen, $\operatorname{tg} \varphi = \infty$ und damit auch $\max M = \infty$.

Zweites Beispiel. Wird der in Fig. 5 dargestellte symmetrische Holm unsymmetrisch belastet, so sind, falls $S_1 = S_5$, $S_2 = S_4$ und J konstant ist, die Gleichungen aufzulösen:

$$\begin{aligned} M_A \psi_1'' + M_1 (\psi_1' + \psi_2') + M_2 \psi_2'' &= -g_1 s_1^2 \psi_1''' - g_2 s_2^2 \psi_2''' + \Delta \vartheta_1 \\ M_1 \psi_2'' + M_2 (\psi_2' + \psi_3') + M_3 \psi_3'' &= -g_2 s_2^2 \psi_2''' - g_3 s_3^2 \psi_3''' + \Delta \vartheta_2 \end{aligned}$$

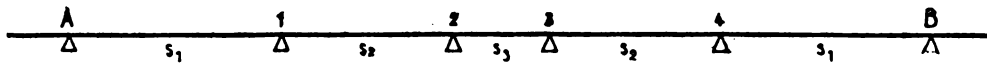


Fig. 5.

$$\begin{aligned} M_2 \psi_3'' + M_3 (\psi_3' + \psi_2') + M_4 \psi_2'' &= -g_3 s_3^2 \psi_3''' - g_4 s_4^2 \psi_2''' + \Delta \vartheta_3 \\ M_3 \psi_2'' + M_4 (\psi_2' + \psi_1') + M_5 \psi_1'' &= -g_4 s_4^2 \psi_2''' - g_5 s_5^2 \psi_1''' + \Delta \vartheta_4 \end{aligned}$$

Es sei $\alpha_2 = \alpha_1$ also $S_2 s_2^2 = S_1 s_1^2$ $\alpha_3 < \alpha_2$.

Wir teilen die erste Gleichung durch ψ_1' , die zweite durch ψ_2' und multiplizieren die erste Gleichung mit $S_1 s_1$. Sodann setzen wir $\alpha_1 = \alpha_2 = \pi$. Das gibt

$$\begin{aligned} M_A + M_1 \left(1 + \frac{s_2}{s_1}\right) + M_2 \frac{s_2}{s_1} &= -\frac{2 g_1 s_1^2}{\pi^2} - \frac{2 g_2 s_2^2 s_2}{\pi^2 s_1} \\ M_1 + M_2 &= -\frac{2 g_2 s_2^2}{\pi^2} \end{aligned}$$

Wird die zweite Gleichung mit $\frac{s_2}{s_1}$ multipliziert und von der ersten Gleichung abgezogen, so entsteht

$$M_A + M_1 = -\frac{2 g_1 s_1^2}{\pi^2}$$

Die Bedingung (29) wird in beiden Feldern erfüllt. Es darf also $\alpha_1 = \alpha_2$ den Wert π überschreiten. Mit den Bezeichnungen

$$a = \psi_1' + \psi_2', \quad b = \psi_2'', \quad c = \psi_2' + \psi_3', \quad d = \psi_3''$$

liefert das Nullsetzen der Nennerdeterminante die Gleichung

$$\begin{vmatrix} a & b \\ b & c \\ c & d \\ d & a \end{vmatrix} = 0,$$

und hierfür darf man, da die Determinante symmetrisch zur Hauptdiagonale ist, setzen:

$$\text{I.} \quad \begin{vmatrix} a & b \\ b & c + d \end{vmatrix} = a(c + d) - b^2 = 0.$$

$$\text{II.} \quad \begin{vmatrix} a & b \\ b & c - d \end{vmatrix} = a(c - d) - b^2 = 0.$$

Ist $s_1 : s_2 : s_3 = 11 : 9 : 5$ und $\alpha_3 = \frac{1}{2} \alpha_1$, also

$$\frac{1}{S_2 s_1} = \frac{9}{11} \cdot \frac{1}{S_1 s_1}, \quad \frac{1}{S_3 s_3} = \frac{20}{11} \cdot \frac{1}{S_1 s_1},$$

so ergibt sich

$$\begin{aligned} a &= v_1' + \frac{9}{11} v_1' = \frac{20}{11} v_1' & b &= \frac{9}{11} v_1'' \\ c &= \frac{9}{11} v_1' + \frac{20}{11} v_3' & d &= \frac{20}{11} v_3'' \end{aligned}$$

und man erhält mit Beachtung der Beziehung

$$v_3' + v_3'' = \alpha_3 \operatorname{tg} \frac{1}{2} \alpha_3 = \frac{1}{2} \alpha_1 \operatorname{tg} \frac{1}{4} \alpha_1$$

aus I die Gleichung

$$2 v_1' \left[0,9 v_1' + \alpha_1 \operatorname{tg} \frac{1}{4} \alpha_1 \right] - (0,9 v_1'')^2 = 0;$$

ihre erste Wurzel ist

$$\alpha_K = 3,39405 (194^\circ 27' 54'').$$

Gleich. (II) geht über in

$$2 v_1' \left(0,9 v_1' + 4 - \alpha_1 \cotg \frac{1}{4} \alpha_1 \right) - (0,9 v_1'')^2 = 0;$$

ihre erste Wurzel ist im vorliegenden Fall größer als die der Gleich. (I).¹⁾ Daher darf:

$$S_{1K} = 3,394^2 \frac{EJ}{s_1^2} = 11,52 \frac{EJ}{s_1^2}$$

gesetzt werden. Ist z. B. für den ungünstigsten Fall einfacher Belastung $S_1 = 500$ kg und wird 5fache Knicksicherheit verlangt, so ergibt sich mit $s_1 = 330$ cm und $E = 100000$ kg/cm² das erforderliche Trägheitsmoment

$$J = \frac{5 \cdot 500 \cdot 330^3}{11,52 \cdot 100000} = 236 \text{ cm}^4.$$

$\alpha_K = \pi$ gibt $J = 276 \text{ cm}^4$.

Mit der Zahl der aufzulösenden Gleichungen wächst die zur Ermittlung von α_K erforderliche Rechenarbeit. Will man sie vermeiden, so Sorge man dafür, daß in keinem Felde die Grenze $\alpha = \pi$ überschritten wird. Das ist schon deshalb zu empfehlen, weil die Schätzung des Elastizitätsmoduls bei dem im Flugzeugbau üblichen Rechnen mit der Bruchgrenze unsicher ist und die Verteilung des Luftdrucks noch nicht genügend geklärt ist. Die Kennzeichen (19) und (20) gelten nur für gleichmäßige Querlast. Reichliche Trägheitsmomente der Querschnitte haben einen günstigen Einfluß auf den Verlauf der für die Beurteilung der Bruchsicherheit allein maßgebenden σ -Linie.

¹⁾ Untersucht man den über die ganze Spannweite durchlaufenden Holm nur für symmetrische Belastung, nimmt man also $M_1 = M_4$ und $M_2 = M_3$ an, so erhält man aus der Bedingung $Dy = 0$ nur die Gleichung (I). Da man aber in Wirklichkeit auch auf eine ungleiche Belastung der beiden Holmhälften gefaßt sein muß, kann dieses Verfahren zu einer Überschätzung der Knicksicherheit führen, sobald nämlich (II) ein kleineres α_K liefert als (I).

Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte.

Von Th. v. Kármán und E. Trefftz.

In der vorliegenden Arbeit beschäftigen wir uns mit der Aufgabe, für solche Formen, wie sie tatsächlich verwendeten Flügelquerschnitten entsprechen und im Versuchskanal gemessen worden sind, die ebene Potentialströmung zu bestimmen und speziell Auftrieb und Moment (Druckpunkt) zu berechnen. Bisher sind solche Rechnungen außer für die ebene Platte und den Kreisbogen bloß für sog. Joukowskische Querschnittsformen angestellt worden, d. h. für solche Formen, die man aus dem Kreise durch eine elementare Transformation erzeugt. Bei der ebenen Platte und dem Kreisbogen ist an der scharfen Vorderkante von vornherein eine Störung der errechneten Potentialströmung zu erwarten; die Joukowskischen Formen beseitigen diese Störung, sie entsprechen jedoch insofern nicht der Wirklichkeit, als sie an der Hinterkante in eine Schneide auslaufen. Es erschien uns deshalb wünschenswert, für solche Fälle, die der Wirklichkeit tatsächlich entsprechen, exakte Formeln zu berechnen.

Im ersten Teile geben wir in Ausführung eines Gedankens von Kutta eine Erweiterung der Joukowskischen Methode¹⁾, die uns Flügelformen liefert, bei denen die Tangenten an der Hinterkante statt des Winkels Null (Joukowski) einen gegebenen Winkel einschließen können.

Im zweiten Teile gehen wir hierüber hinaus. Wir gehen von der Tatsache aus, daß man mit der ersten Methode Formen erhalten kann, die sich schon ziemlich gut an ein gegebenes »vernünftiges« Profil anschließen. Um auch die noch übrig bleibenden kleinen Unterschiede berücksichtigen zu können, benutzen wir ein Näherungsverfahren, dessen mathematische Begründung wir an anderer Stelle in extenso darstellen werden. Wir erhalten damit für das Moment und den Auftrieb außerordentlich einfache Formeln, die in der Anwendung außer den Rechnungen des ersten Teiles nur die Be-

¹⁾ Man vergleiche: Kutta, Über ebene Zirkulationsströmungen, Sitzungsberichte der Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften, Math.-Phys. Klasse, 1911, S. 65—125. Dort wird (S. 77) die Abbildung eines Kreisbogenzweiecks auf den Vollkreis behandelt. Von den nach Joukowski's Art durch diese Abbildung erzeugten Profilen (siehe unsere Figuren 4—6) findet sich daselbst (S. 68) eine Skizze. Wir glauben, mit der einfachen Darstellung der genannten Abbildung einen Fortschritt erzielt zu haben. Ferner gehen wir in der Durchführung der Zeichnungen und Rechnungen (speziell der Formeln für Auftrieb und Moment) über die dort wiedergegebenen Resultate hinaus.

stimmung eines Flächeninhaltes, des Schwerpunktes und der Trägheitsmomente der Flächen erfordern.

§ 1. Die Kreis-zweiecksabbildung.

Die Methode von Joukowski, flügelähnliche Profile mit ihrer Potentialströmung zu erzeugen, besteht darin, daß man die bekannte Strömung mit Zirkulation um den Kreis, wie Fig. 1 sie veranschaulicht, durch eine einfache konforme Abbildung in eine zweite Ebene überträgt, bei der der umströmte Kreis in ein flügelähnliches Profil übergeht. Der Ansatzpunkt *A* der Strömung wird in die Hinterkante des Flügels überführt, wodurch eine glatte Abströmung erzielt wird.

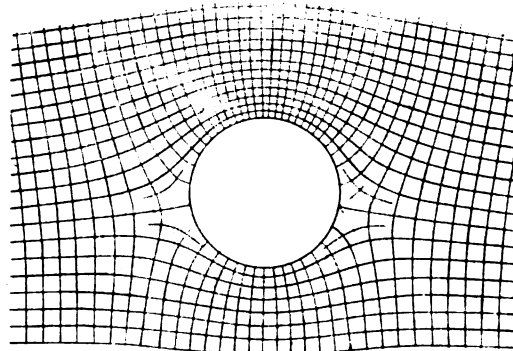
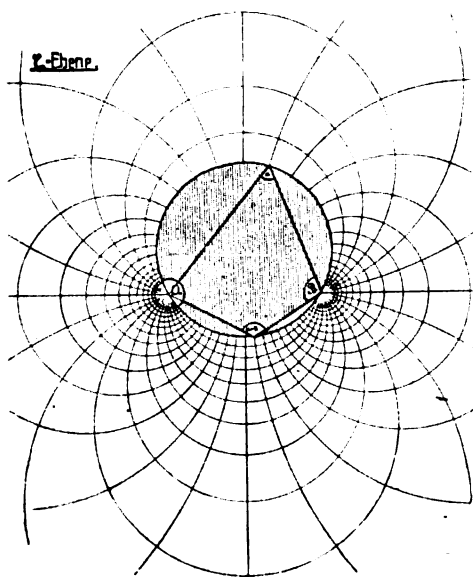


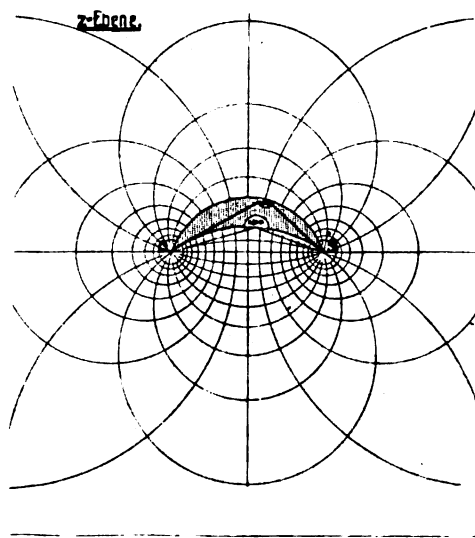
Fig. 1. Ebene Potentialströmung mit Zirkulation um den Kreiszyylinder.

Dieses Prinzip werden wir ebenfalls benutzen, werden aber eine allgemeinere Abbildung verwenden, die uns eine bessere Anpassung an die in der Praxis angewendeten Profile ermöglicht.

Wir wollen diejenige konforme Abbildung, durch die das Äußere eines Vollkreises auf das Äußere eines Kreis-zweiecks abgebildet wird, unserer Konstruktion zugrunde legen. Diese Abbildung haben wir dann gefunden, wenn es uns gelingt, um den Kreis einerseits und um das Kreis-zweieck andererseits Netze von kleinen Quadraten zu zeichnen, die einander entsprechen (s. Fig. 2). Wir erkennen an der Figur, daß die Quadratnetze in beiden Fällen von zwei Kreisscharen gebildet werden, von denen die eine Kreisschar beim Kreise durch zwei gewählte Punkte *A* und *B*, beim Kreis-zweieck durch die Ecken geht. Bestimmen wir die Punkte in der Ebene des Kreises durch die komplexe Koordinate ζ , in der Ebene des Kreisbogenzweiecks durch die komplexe Koordi-



2a)



2b)

Fig. 2. Abbildung eines Vollkreises auf ein Kreisbogen-Zweieck. *K*—*Z*-Abbildung (Exponent $k = 1,8$.)

nate z , so wird unsere Abbildung mathematisch durch die Funktion:

$$\ln \frac{z-A}{z-B} = k \ln \frac{\zeta-A}{\zeta-B}$$

geliefert. In der Tat ist der Imaginärteil von $\ln \frac{\zeta-A}{\zeta-B}$ gerade der Winkel, unter dem die Strecke AB von einem gegebenen Punkte ζ aus gesehen wird, und dieser Winkel ist auf den Kreisen der genannten Schar konstant. Der Realteil von $\ln \frac{\zeta-A}{\zeta-B}$ ist der Logarithmus des Verhältnisses der beiden Fahrstrahlen ρ_1 und ρ_2 vom Punkte ζ nach A und B . Der geometrische Ort der Punkte, für die dieses Verhältnis konstant ist, wird aber durch die Kreise dargestellt, die zu der ersten Kreisschar orthogonal sind.

Damit die beiden Kreisscharen wirklich Netze von kleinen Quadraten bilden, müssen immer solche Kreise gezeichnet werden, für die der Realteil und der Imaginärteil der genannten analytischen Funktion konstante Differenzen haben.¹

In der ζ -Ebene sind die dem Imaginärteil entsprechenden Kreise so gezeichnet, daß der Peripheriewinkel, unter dem $A-B$ erscheint, je um 10° steigt (d. i. in Bogenmaß $0,1746$) entsprechend wächst der Wert von $\ln(\rho_1/\rho_2)$ bei den dem Realteil entsprechenden Kreisen ebenfalls um $0,1746$. Die entsprechenden Kreise in der z -Ebene (Kreisbogenzweiecksebene) erhalten wir nach Gleichung (1), indem wir Kreise zeichnen, für die die Peripheriewinkel von Kreis zu Kreis um $k \cdot 10^\circ (= 18^\circ)$ die Logarithmen der erwähnten Verhältniszahlen um $k \cdot 0,1746 (= 0,3175)$ steigen. (In der Figur ist $k = 1,8$ gewählt.)

Haben wir nun einen Vollkreis in der ζ -Ebene, und erscheint die Strecke $A-B$ vom oberen Kreisbogen unter dem Winkel α , so erscheint sie vom unteren Kreisbogen aus unter dem Winkel $\alpha - \pi$ (die Winkel werden immer im selben Sinne von A nach B gerechnet.)

In der z -Ebene erhalten wir die entsprechenden Kreise durch:

$$\ln \frac{z-A}{z-B} = k \ln \frac{\zeta-A}{\zeta-B} \quad \dots \quad (1)$$

also:

$$\alpha^* = k\alpha \quad r_1/r_2 = (\rho_1/\rho_2)^k.$$

In den Punkten, die dem oberen Bogen des Vollkreises entsprechen, bilden somit die Fahrstrahlen nach A und B einen Winkel $\alpha^* = k\alpha$. In den dem unteren Bogen entsprechenden Punkten einen Winkel $k(\alpha - \pi)$. Die zwei Teile des Vollkreises gehen also in zwei Kreisbögen über, die sich, wie man aus elementargeometrischen Betrachtungen errechnet, bei A und B unter dem äußeren Winkel $k\pi$ schneiden. Der innere spitze Winkel, den wir den »Kantenwinkel« nennen wollen, wird also: $\delta = 2\pi - k\pi$.

Haben wir also das Äußere eines Vollkreises in der ζ -Ebene auf das Äußere eines Kreisbogenzweiecks mit dem Kantenwinkel δ in der z -Ebene konform abzubilden, so wird dies durch die Transformation:

$$\frac{z-A}{z-B} = \left(\frac{\zeta-A}{\zeta-B} \right)^{\frac{2\pi-\delta}{\pi}} \quad \dots \quad (2)$$

geleistet.

Man erkennt, daß bei gegebenem A und B der Kantenwinkel δ des Kreisbogenzweiecks unabhängig von α wird, d. h. unabhängig von dem gewählten Vollkreis durch A und B . Es gehen folglich sämtliche Vollkreise durch A und B in der ζ -Ebene in Kreisbogenzweiecke mit demselben Kantenwinkel δ über. Die erhaltenen Kreisbogenzweiecke unterscheiden sich lediglich durch ihre »mittlere Wölbung«. (S. Fig. 3.) Die »mittlere Wölbung« messen wir durch den Kreisbogen, dessen Endtangente in A und B den Kantenwinkel δ halbieren. Durch elementargeometrische Betrachtungen erhält man den Peripheriewinkel dieses mittleren Kreisbogens zu $\omega = k\alpha + (2-k)\frac{\pi}{2}$ oder wenn man $k\pi = 2\pi - \delta$ berücksichtigt:

$$\omega = 2\alpha + \frac{\delta}{\pi} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right).$$

Im Joukowskischen Falle $\delta = 0$ wird einfach $\omega = 2\alpha$, d. h. jeder Vollkreis durch A und B wird in den Kreisbogen durch seinen eigenen Mittelpunkt transformiert. Angenähert gilt es auch noch für Kreisbogenzweiecke, deren Wölbung und Kantenwinkel nicht zu groß sind, daß der mittlere Wölbungskreis eines Kreisbogenzweiecks durch den Mittelpunkt

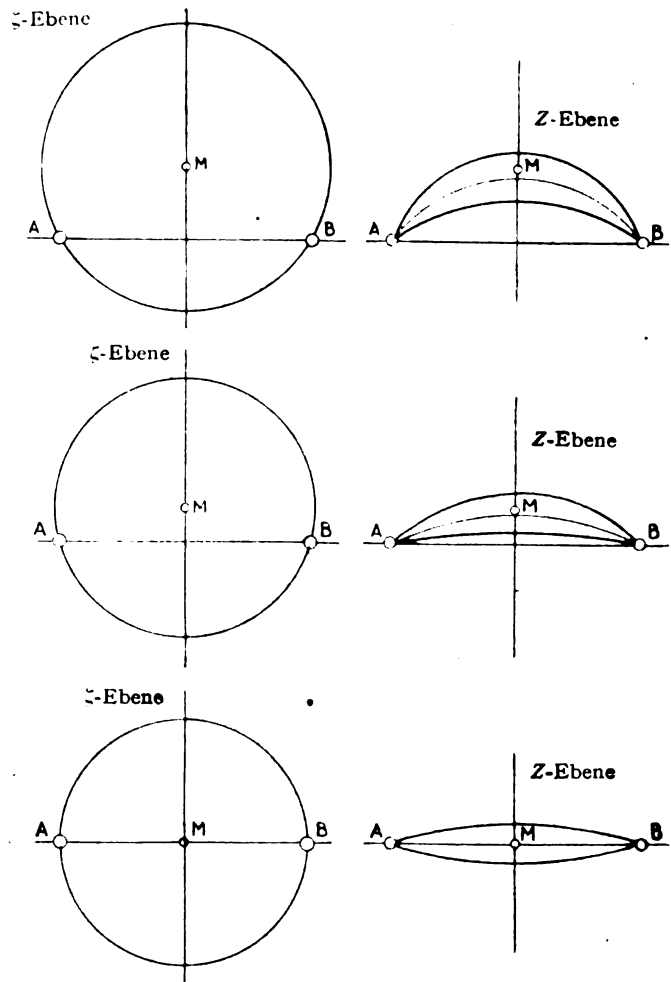


Fig. 3. Abbildung von drei verschiedenen Vollkreisen durch A und B in drei Kreisbogenzweiecke von verschiedener Wölbung bei gleichem Kantenwinkel $\delta = 90^\circ$ durch die gleiche KZ-Abbildung:

$$\frac{z-A}{z-B} = \left(\frac{\zeta-A}{\zeta-B} \right)^k \quad (\text{Exponent } k = 1,8.)$$

des Vollkreises geht, aus dem er entstanden ist. Ist f der Pfeil des mittleren Wölbungskreises, f^* der des Kreises durch den Mittelpunkt, so erhält man durch genauere Rechnung in der nächsten Näherung:

$$\frac{f^* - f}{f} = \frac{\delta}{\pi}.$$

Wir nennen eine solche Abbildung¹⁾, die im folgenden unsere stets wiederkehrende Grundoperation bildet, eine »K-Z-Abbildung mit den Polen A und B und dem Exponenten k «.

§ 2. Anwendungen der K-Z-Abbildung.

Wir nehmen einen Kreis vom Halbmesser ρ in der ζ -Ebene und lassen denselben durch einen unendlich ausgedehnten Flüssigkeitsstrom mit Zirkulation umströmen. Die Geschwindigkeit im Unendlichen (Anströmgeschwindigkeit) sei q , der Anströmwinkel gegen die ξ -Achse β . Den Kreis legen wir so,

¹⁾ Die Kreisbogenzweiecksabbildung findet sich zuerst bei Lagrange. Vgl. Lagrange, Oeuvres, tome IV, Mémoires sur la construction des cartes géographiques. Vgl. ferner: Kutta l. c.

daß er durch den Koordinatenanfang A geht, und in A die η -Achse berührt. Das komplexe Strömungspotential für diese Bewegung lautet:

$$\omega = -q \left\{ e^{i\beta} (\zeta - \varrho) + e^{-i\beta} \frac{\varrho^2}{\zeta - \varrho} \right\} + i c \ln (\zeta - \varrho) \quad (3)$$

Wir wollen die Zirkulation c insbesondere so bestimmen, daß die Abzweigung der Strömung im Punkte A stattfindet ($\zeta = 0$). Dies liefert für c die Bedingung:

$$-q \{ e^{i\beta} - e^{-i\beta} \} - i c / \varrho = 0 \quad (4)$$

oder:

$$c = -2 q \varrho \sin \beta$$

also:

$$\omega = -q \left\{ e^{i\beta} (\zeta - \varrho) + e^{-i\beta} \frac{\varrho^2}{\zeta - \varrho} + 2 \varrho i \sin \beta \ln (\zeta - \varrho) \right\} \quad (5)$$

Unser Verfahren besteht nun darin, daß wir die ζ -Ebene als Hilfsebene auffassen, und das in dieser Ebene konstruierte, durch (5) gekennzeichnete Strombild mit Hilfe einer K - Z -Abbildung in eine zweite Ebene übertragen. Der umströmte Kreis wird hierdurch in ein umströmtes Flügelprofil übergehen.

Zu diesem Zweck wollen wir die K - Z -Abbildung in folgender Weise anwenden: Wir wählen zunächst die Pole und den Exponenten der Abbildung (vgl. Fig. 4a bis c). Den Pol A legen wir fest in den Koordinatenanfang, und machen hierdurch A in der z -Ebene zur Hinterkante des Flügels; durch die oben getroffene Festsetzung über die Zirkulation ist das glatte Abströmen gewährleistet, wie die Kutta-Joukowskische Theorie es erfordert. Durch die Wahl des Exponenten k und

des zweiten Poles B sind wir in der Lage, eine große Mannigfaltigkeit verschiedener Flügelprofile zu erzeugen.

Durch Variation von k verändern wir den Kantenwinkel δ an der Hinterkante, und zwar wird nach Gleichung (2)

$$\delta = (2-k) \pi.$$

Durch Variation des zweiten Poles B wird lediglich die Profilform an der Eintrittskante und die mittlere Wölbung beeinflusst. — So erhalten wir zunächst, indem wir den Pol B auf dem Kreise selbst wählen, die Mannigfaltigkeit von Kreissicheln, wie wir in § 1 gesehen haben. Je mehr wir mit B von der ξ -Achse abgehen, um so größer wird die mittlere Wölbung — wir sahen, daß mit guter Näherung die mittlere Wölbung gleich der Wölbung des Kreises durch A , B und den Mittelpunkt M wird.

Wählen wir den Pol B innerhalb des Kreises K , so können wir einen Kreis K^* durch A und B so legen, daß er den gegebenen Kreis K in A berührt. Wir wissen, daß dieser Kreis in eine Kreissichel übergeht; also wird der ursprüngliche Kreis K , der den Kreis K^* in der ζ -Ebene umschließt, in ein Profil der z -Ebene übergehen, das die Kreissichel — gewissermaßen als Kern — umschließt.

So können wir z. B. den Punkt B auf der ξ -Achse selbst wandern lassen; wir erhalten dann symmetrische »Strebenprofile«, die vorn rund sind, hinten dagegen einen Abfluß mit dem Kantenwinkel δ besitzen. Weicht man von der ξ -Achse ab, so erhält man gewölbte Profile, die sich um so mehr einer Kreissichel nähern, je näher der Pol B am Kreise K liegt.

Die beigegebenen Figuren geben drei Beispiele der so erhaltenen Profile, und zwar 4a ein Strebenprofil, 4b ein

Fig. 4a. Symmetrisches Strebenprofil:
 $\vartheta = 0^\circ$
 $A - B = 0,9 \cdot d$
 $\delta = 36^\circ, k = 1,8$

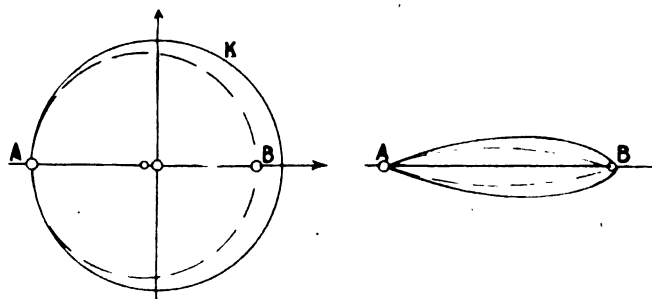


Fig. 4b. Schlanke Form mit schwach abgerundeter Vorderkante:
 $\vartheta = 3^\circ$ $A - B = 0,96 \cdot d$
 $\delta = 6^\circ$ $k = 1,967$

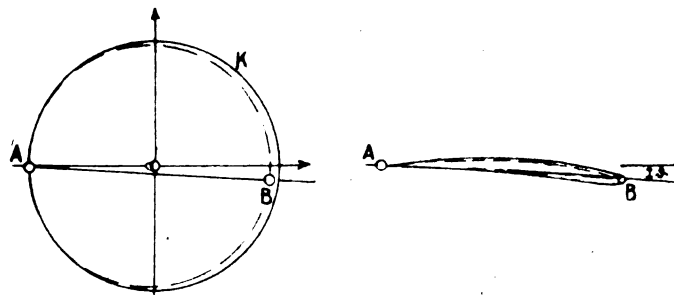


Fig. 4c. Dickes Profil mit starker Abrundung der Vorderkante, stark gewölbt:
 $\delta = 12^\circ$ $A - B = 0,9 \cdot d$
 $\vartheta = 6^\circ$ $k = 1,933$

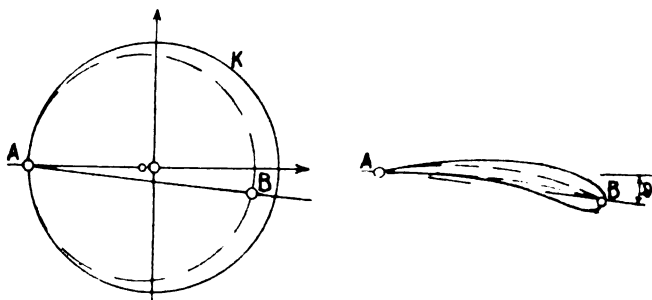


Fig. 4a, b, c.

Transformation des Kreises K in drei verschiedenen K - Z -Profile durch Veränderung der Lage des Poles B und des Hinterkantenwinkels δ (Exponenten k).

dünnes, kreissichelähnliches und 4c ein verstärktes Profil (großes δ).

Es fragt sich noch, wie diese Darlegungen sich zu den bekannten Methoden von Kutta und Joukowski verhalten. Es ist einleuchtend, daß die letzteren als Spezialfälle in unserem Abbildungsverfahren enthalten sind. Der Joukowski'sche Fall entspricht dem Spezialfall $\delta = 0$, d. h. $k = 2$. Die Joukowski'schen Profile sind dadurch eingeschränkt, daß der obere und untere Bogen sich stets an der Hinterkante berühren ($\delta = 0$). Wir spreizen gewissermaßen die beiden hinteren Tangenten des Profils zu einem beliebigen Winkel auseinander, und erhalten somit zu jedem Joukowski'schen Profile eine einfache Mannigfaltigkeit von Profilen, in der jedes Profil durch seinen Hinterkantenwinkel δ gekennzeichnet ist.

§ 3. Auftrieb- und Momentenformel.

Das hydrodynamische Problem, das in den bisherigen Punkten erörtert wurde, ist inbegriffen in den Gleichungen (2) und (5), die wir mit $A = 0$ und $B = \zeta_0$ folgendermaßen schreiben:

$$1 - \frac{z}{\zeta_0} = \left(1 - \frac{\zeta}{\zeta_0}\right)^k \quad \left(k = \frac{2\pi - \delta}{\pi}\right) \quad (2)$$

$$\omega = -q \left\{ e^{i\beta} (\zeta - \varrho) + e^{-i\beta} \frac{\varrho^2}{\zeta - \varrho} + 2i\varrho \sin \beta \ln (\zeta - \varrho) \right\} \quad (5)$$

Wir wollen nun die praktischen Hauptgrößen festlegen:

Der »gespiegelte Geschwindigkeitsvektor« wird in der ζ -Ebene durch $d\omega/d\zeta$ dargestellt. Der entsprechende Vektor in der z -Ebene lautet daher:

$$u - iv = \frac{d\omega}{d\zeta} \frac{d\zeta}{dz}.$$

Die Zuströmungsgeschwindigkeit wird durch den Grenzwert dieser Größe im Unendlichen gegeben:

$$\begin{aligned} \lim_{z \rightarrow \infty} (u - iv) &= -q k e^{i\beta} \\ u &= -q k \cdot \cos \beta \\ v &= q k \sin \beta. \end{aligned}$$

Der absolute Betrag der Zuströmungsgeschwindigkeit im Unendlichen ist also:

$$V = q \cdot k$$

und der Geschwindigkeitsvektor ist um den Winkel β gegen die x -Achse geneigt, wodurch der jeweilige Anstellwinkel bestimmt ist. β ist der sog. »wirksame Anstellwinkel«; wird $\beta = 0$, so wird auch der Auftrieb Null, die Zuströmung erfolgt dann in Richtung der x -Achse. Für den Joukowski'schen Fall halbiert diese Richtung den Winkel zwischen der Tangente an die Hinterkante und der Verbindungsstrecke der Pole $A-B$. In unserem allgemeineren Falle tritt an Stelle der einzigen Hinterkantentangente die Winkelhalbierende der beiden Hinterkantentangenten. Der Winkel zwischen dieser Richtung und der Polverbindung $A-B$ wird durch die X -Achse im Verhältnis $1:(k-1)$ geteilt, derart, daß wenn der Winkel zwischen der Strecke $A-B$ und der x -Achse gleich ϑ und der Winkel zwischen der x -Achse und der Winkelhalbierenden gleich $(k-1)\vartheta$ ist.

Die letztgenannten Formeln liefern nun durch einfache Entwicklung die Größen des Auftriebes und des Momentes, das wir der Einfachheit wegen auf die Abflußkante beziehen wollen. (Es wäre auch für praktische Messungen zu überlegen, ob man die Momente nicht auf diesen am schärfsten festgelegten Punkt beziehen soll!)

Auftrieb und Moment sind nach den Blasius'schen Formeln (γ spez. Gewicht der Luft, g Beschleunigung der Schwere):

$$X - iY = \frac{i\gamma}{2g} \oint \left(\frac{d\omega}{dz} \right)^2 dz$$

$$M = - \text{Reeller Teil von } \left\{ \frac{\gamma}{2g} \oint \left(\frac{d\omega}{dz} \right)^2 z dz \right\},$$

wobei die Integrale über geschlossene Kurven um das Profil in der z -Ebene zu nehmen sind. Mit der Hilfsvariablen ζ lauten diese Gleichungen:

$$X - iY = \frac{i\gamma}{2g} \oint \left(\frac{d\omega}{d\zeta} \right)^2 \frac{d\zeta}{dz} dz$$

$$M = - \text{Reeller Teil} \left\{ \frac{\gamma}{2g} \oint \left(\frac{d\omega}{d\zeta} \right)^2 \frac{d\zeta}{dz} d\zeta \right\}.$$

Die Integrationen sind am einfachsten über große Kreise in der ζ -Ebene durchzuführen; es ist leicht zu sehen, daß die Funktionen $z(\zeta)$ und $\omega(\zeta)$, falls man sie nach absteigenden Potenzen von ζ entwickelt, bloß mit ihren ersten drei Gliedern in die Formeln für A und M eingehen.

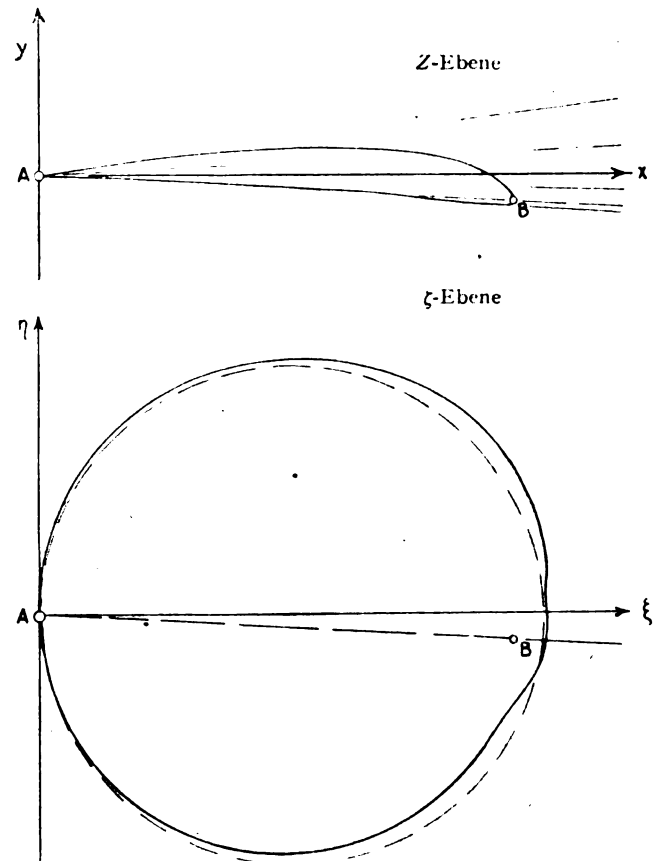


Fig. 5. Abbildung eines gegebenen Profils auf die erste Hilfs-ebene durch eine $K-Z$ -Abbildung: $\left(1 - \frac{B}{\zeta}\right) = \left(1 - \frac{B}{z}\right)^{1/k}$

$$\begin{aligned} \text{Kantenwinkel } \delta &= 9 \\ \text{Exponent } k &= 1,95 \\ \vartheta &= 3^\circ 5' \end{aligned}$$

Die Ausführung der Integrale liefert, wenn $\zeta_0 = l e^{-i\vartheta}$ gesetzt wird:

$$A = \frac{V^2}{k} \frac{\gamma}{g} + \pi \varrho \sin \beta$$

$$M = 2\pi \left\{ \varrho^2 \sin 2\beta + (k-1) \varrho l \sin \beta \cos(\beta - \vartheta) + \frac{k^2 - 1}{12} l^2 \sin 2(\beta - \vartheta) \right\} \frac{V^2}{k^2} \frac{\gamma}{g}.$$

Die Formeln für Auftrieb und Moment enthalten die folgenden Parameter, deren Einfluß wir hier für den Auftrieb zunächst diskutieren wollen:

β ist der »wirksame Anstellwinkel«. Der Auftrieb ist genau wie bei Joukowski proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit und dem Sinus dieses Anstellwinkels, somit bei kleinen Winkeln proportional dem Winkel selbst.

k ist ein Maß für den Kantenwinkel und damit gewissermaßen auch für die Dicke des Profils. Man sieht, daß der Auftrieb den Faktor $1/k$ enthält. Je nach der Größe dieses Faktors wird die Auftriebskurve steiler oder flacher ausfallen.

Nun ist

$$\frac{1}{k} = \frac{\pi}{2\pi - \delta} = \frac{1}{2} \frac{1}{1 - \delta/2\pi}$$

Der Faktor wächst also mit zunehmendem δ ; ist z. B. der Kantenwinkel $\delta = 10^\circ$ so ist $\frac{\delta}{2\pi} = 1/36$, d. h. die Auftriebskurve ist um $1/36 = 3\%$ steiler als im Joukowskischen Falle ($\delta = 0$).

Die mittlere Wölbung tritt in der Auftriebsformel unmittelbar nicht auf. Der Einfluß der Wölbung tritt erst dann hervor, wenn man den Auftrieb (etwa durch Angabe eines »Auftriebs-Koeffizienten«) auf die Profiltiefe bezieht. Nun ist die Profiltiefe l angenähert gleich der Entfernung l der Pole A und B , solange der Pol B sich nicht zu stark vom Kreise K entfernt. Mit dieser Annäherung wird der Auftriebskoeffizient:

$$\frac{A}{V^2 \cdot \frac{\gamma}{g} l} = \frac{4\pi \rho \sin \vartheta}{k \cdot l}$$

Der Auftrieb hängt somit in derselben Weise von der mittleren Wölbung ab wie im Joukowskischen Falle.

Diskussion der Momentenformel, Druckpunkt.

Zur Diskussion eignet sich die Formel für das Moment, wie wir sie oben hingeschrieben haben, nicht sehr gut, da die Bedeutung der einzelnen Größen nicht in übersichtlicher Weise hervortritt. Wir wollen sie deshalb etwas abändern, indem wir daraus die Formel für den Druckpunkt ableiten, die sich zu einer solchen Diskussion besonders eignen wird.

Zunächst wollen wir noch bezüglich des in der Formel auftretenden Winkels $\beta - \vartheta$ das Folgende bemerken. Bezeichnen wir die Verbindungslinie der Pole $A-B$ als die Sehne unseres Profils, so ist ϑ der Winkel zwischen dieser Sehne und der x -Achse. β war der »wirksame Anstellwinkel«, d. h. der Winkel, unter dem die Zuströmungsrichtung gegen die x -Achse geneigt ist. Also ist $\beta - \vartheta$ der Winkel, unter dem die Sehne gegen die Zuströmungsrichtung geneigt ist; das ist aber gerade der Winkel, den man bei den Messungen als Anstellwinkel zu bezeichnen pflegt. Streng genommen ist dies mit der praktischen Bezeichnung nur für Kreiszieckel identisch; bei vorn abgerundeten Profilen wird gewöhnlich als Sehne die von der Hinterkante an das Profil gezogene tiefste Tangente bezeichnet. Bei nicht zu dicken Profilen ist dies aber mit guter Näherung gleichzusetzen; allenfalls ist eine kleine Korrektur hinzuzufügen. Jedenfalls wollen wir hier den Winkel $\beta - \vartheta$ den »gemessenen Anstellwinkel« nennen, und ihn mit β^* bezeichnen.

Für den Druckpunkt (Schnittpunkt der Sehne mit der Wirkungslinie des Auftriebs) erhalten wir, wenn s sein Abstand von der Hinterkante ist:

$$s \cdot A \cdot \cos \beta^* = M$$

und damit:

$$\frac{s}{l} = \frac{1}{k} \frac{\rho}{l} \frac{\cos \beta}{\cos \beta^*} + \frac{k-1}{2k} + \frac{l}{\rho} \frac{k^2-1}{12k} \frac{\sin \beta^*}{\sin \beta}$$

Diese Formel eignet sich nun vorzüglich zur Diskussion. Zunächst bemerken wir, daß für $\beta = 0$ s/l unendlich wird. Das ist selbstverständlich, da bei verschwindendem Auftrieb für ein endliches Moment jedenfalls ein unendlicher Hebelarm herauskommen muß. Bei dem Vergleich mit den praktischen Messungen kann sich der Einfluß des Momentes der Widerstandskräfte störend bemerkbar machen.

Trotzdem wird es nicht ohne Interesse die Formel gerade für das Moment beim Auftrieb Null hinzuschreiben, da diese Größe für die statische Belastung beim Sturzflug maßgebend ist und sonst keine theoretische Grundlage für ihre Berechnung vorliegt. Aus der Momentenformel wird mit $\beta = 0$

$$M_0 = -\frac{\pi}{6} \left(\frac{k^2-1}{k^2} \right) \rho^2 V^2 \frac{\gamma}{g} \sin 2\vartheta.$$

Setzt man angenähert

$$\frac{k}{l} = 2 \quad \sin 2\vartheta \sim 2 \sin \vartheta,$$

so wird das Moment beim Auftrieb Null ($\beta = 0$)

$$M_0 = -V^2 \frac{\gamma}{g} \pi \rho^2 \sin \vartheta.$$

Zur Veranschaulichung führen wir (ebenfalls mit $k = 2$) den Auftrieb beim »Anstellwinkel Null« ($\beta = \vartheta$)

$$A_0 = 2\pi \rho \frac{V^2 \gamma}{g} \sin \vartheta$$

ein. Alsdann wird

$$M_0 = -A_0 \frac{\rho}{2} = -A_0 \frac{l}{4}$$

d. h. das Nullmoment ist gleich dem Momente eines Kräftepaars mit A_0 als Kraft und einem Viertel der Tragflächentiefe als Hebelarm. Da bei der Sturzfluggeschwindigkeit A_0 ungefähr dem Flugzeuggewicht gleich werden dürfte, kann man als Sturzflugbelastung etwa das Flugzeuggewicht mit dem Viertel der Tragflächentiefe als Hebelarm annehmen.

Da sowohl β als β^* kleine Winkel sind, so variiert die Größe $\cos \beta / \cos \beta^*$ nur sehr wenig, die Größe $\frac{\sin \beta^*}{\sin \beta}$ dagegen sehr stark mit wachsendem Anstellwinkel β^* . Es werden also die beiden ersten Glieder der Formel nahezu konstant bleiben; sie bestimmen die Lage des Druckpunktes für $\beta^* = 0$. Das variable Glied $\frac{\sin \beta^*}{\sin \beta}$ bestimmt dagegen die Wanderung des Druckpunktes mit wachsendem Anstellwinkel.

Betrachten wir zunächst die Abhängigkeit des konstanten Gliedes von der Wölbung des Querschnittes und der Gestalt der Vorderkante, so erkennen wir in Übereinstimmung mit den Messungen das Folgende: Die Größe $\frac{\rho}{l} \frac{\cos \beta}{\cos \beta^*}$ ist stets etwas größer als $1/2$; dieser Grenzwert wird bei der ebenen Platte erreicht. Mit wachsender Wölbung (wachsendes ϑ) und mit der Verdickung der Vorderkante (wachsendes ρ/l) nimmt der Wert von $\frac{\rho}{l} \frac{\cos \beta}{\cos \beta^*}$ zu.

Setzen wir danach $\frac{\rho}{l} \frac{\cos \beta}{\cos \beta^*} = \frac{1}{2} + \varepsilon$, wo also ε eine kleine positive Größe ist, so erhalten wir:

$$\frac{1}{k} \frac{\rho}{l} \frac{\cos \beta}{\cos \beta^*} + \frac{k-1}{2k} = \frac{1}{2} + \frac{\varepsilon}{k}.$$

Wir sehen, daß der Druckpunkt beim Anstellwinkel Null stets etwas vor der Mitte des Profils liegt, und zwar um so weiter, je stärker der Flügel gewölbt ist, je dicker die Vorderkante und je größer der Kantenwinkel ist.

Gerade umgekehrt wie die ersten Glieder verhält sich das Glied $\frac{k^2-1}{12k} \frac{l}{\rho} \frac{\sin \beta^*}{\sin \beta}$. Der Faktor $\frac{k^2-1}{12k}$ wächst mit k , nimmt also ab, wenn der Kantenwinkel wächst. Der Faktor l/ρ nimmt mit zunehmender Dicke der Vorderkante ebenfalls ab. Der variable Faktor $\sin \beta^* / \sin \beta$ endlich ändert sich in der Nähe von $\beta^* = 0$ um so stärker, je kleiner ϑ ist, d. h. aber, je geringer die Wölbung ist. Wir sehen also, daß die Wanderung des Druckpunktes bei kleinem Anstellwinkel um so kleiner ist, je größer der Kantenwinkel, die Dicke der Vorderkante und die mittlere Wölbung werden.

Die experimentelle Prüfung dieser Formeln würde voraussetzen, daß Flügelprofile, die nach unserer Methode konstruiert sind, hergestellt und durchgemessen würden. Dies ist nun zur Zeit nicht möglich. Wir werden aber im folgenden Abschnitt zeigen, wie unsere Methode zu erweitern ist, um die Berechnung von Auftrieb und Moment für beliebige Profile zu gestatten. Am Schlusse des Paragraphen findet man dann den Vergleich zwischen den gemessenen und den errechneten Werten für den Druckpunkt bei einem Profil, das in Göttingen gemessen worden ist. Es zeigt sich, daß die Genauigkeit eine sehr befriedigende ist.

§ 4. Berechnung von Auftrieb und Moment (Druckpunkt) bei gegebenen Flügelprofilen.

Inden vorhergehenden Abschnitten haben wir gezeigt, wie wir Profile erzeugen können, für die Auftrieb und Moment

sich in einfachen Formen darstellen lassen. Nun lassen sich zwar die meisten gebräuchlichen Profile auf die angegebene Weise recht befriedigend annähern, was schon daraus hervorgeht, daß man praktisch ein Profil durch seine Länge, Wölbung, Dicke und den Kantenwinkel als ausreichend charakterisiert ansieht — Größen, die bei unserer Methode willkürlich gewählt werden können. — Aber es bleiben jedenfalls kleine Differenzen stehen und es ist zweifellos wünschenswert, die Methode soweit auszudehnen, daß auch diese Abweichungen noch Berücksichtigung finden. Dies soll nun in diesem letzten Abschnitt geschehen; im Anschluß geben wir noch einen Vergleich zwischen den so berechneten Werten für den Druckpunkt bei einem gemessenen Profil und den gemessenen Werten. Wir erhalten eine bemerkenswerte Übereinstimmung.

Es sei nun ein Profil gegeben, für das wir Auftrieb und Moment bestimmen wollen. Wäre dieses Profil durch eine K - Z -Abbildung aus einem Vollkreise entstanden:

$$\frac{z-A}{z-B} = \left(\frac{\zeta-A}{\zeta-B} \right)^k$$

so würde die umgekehrte Abbildung:

$$\frac{\zeta-A}{\zeta-B} = \left(\frac{z-A}{z-B} \right)^{1/k}$$

es wieder in einen Kreis überführen.

Der Exponent der K - Z -Abbildung ist dabei durch den Kantenwinkel δ nach Gleichung (2) bestimmt: $k = 2 - \delta/\pi$.

Unbekannt wäre bei gegebenem Profil nur die Lage des Poles B . Unser Verfahren geht nun dahin, daß wir den Pol B in plausibler Weise annehmen, und zwar ungefähr im Krümmungsmittelpunkt der Vorderkante, und daß wir dann durch die K - Z -Abbildung:

$$\frac{\zeta_1-A}{\zeta_1-B} = \left(\frac{z-A}{z-B} \right)^{1/k}$$

das Profil in die erste Hilfsebene (ζ_1 -Ebene) übertragen¹⁾. Dabei geht das Profil zwar nicht genau in einen Kreis über, aber immerhin in ein Gebiet, das sich von einem Kreise nur wenig unterscheidet. Um diese Differenzen noch zu beseitigen, übertragen wir die erste Hilfsebene auf eine zweite „Hilfsebene“ (ζ -Ebene) wobei das fast kreisförmige Gebiete in einen Kreis übergeht. Diese letzte Transformation streng anzugeben, ist sehr schwierig. Wir erhalten aber eine vollständig ausreichende Näherung auf folgende Weise: Wir zeichnen uns in der ζ_1 -Ebene denjenigen Kreis ein, der das fast kreisförmige Gebiet in dem Hinterkantenpunkt A (Koordinatenanfang) berührt und mit dem Gebiet gleichen Flächeninhalt hat. M sei der Mittelpunkt, ρ der Radius dieses Halbkreises. Setzen wir jetzt die Abbildung in der folgenden Form an,

$$\frac{1}{\zeta-\rho} = \frac{1}{\zeta_1-\rho} \left\{ 1 + \frac{\gamma_1}{\zeta_1-\rho} + \frac{\gamma_2}{(\zeta_1-\rho)^2} + \dots \right\}$$

so wird das fast kreisförmige Gebiet auf einen Kreis in der ζ -Ebene abgebildet, wenn die Koeffizienten $\gamma_1 = \alpha_1 + i\beta_1$, $\gamma_2 = \alpha_2 + i\beta_2$ in der folgenden Weise bestimmt werden: Wir bezeichnen mit r und σ die Polarkoordinaten der Randkurve des fast kreisförmigen Gebietes in bezug auf den Mittelpunkt M und mit η die Differenz: $r - \rho$.

Dann ist zu setzen:

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) e^{i\sigma} d\sigma & \gamma_2 &= \frac{\rho}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) e^{2i\sigma} d\sigma \\ \alpha_1 &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) \cos \sigma d\sigma & \alpha_2 &= \frac{\rho}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) \cos 2\sigma d\sigma \end{aligned}$$

¹⁾ Dabei legen wir das Koordinatensystem in der z -Ebene (Ebene des Profils) folgendermaßen fest. Wir zeichnen die Verbindungslinie $A-B$ der Pole und die Halbierende des Kantenwinkels. Ist σ der Winkel zwischen diesen beiden Geraden, so soll die x -Achse mit $A-B$ den Winkel $\phi = \sigma/k$ einschließen. Der Hinterkantenpunkt ist wie immer Koordinatenanfang. Bei dieser Festsetzung des Koordinatensystems wird erreicht, daß das fast kreisförmige Bild des Profils in der ζ_1 -Ebene die η_1 -Achse im Nullpunkt des Koordinatensystems berührt.

$$\beta_1 = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) \sin \sigma d\sigma \quad \beta_2 = \frac{\rho}{\pi} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) \sin 2\sigma d\sigma$$

damit der Nullpunkt (Hinterkantenpunkt) in sich übergeht, muß:

$$\varepsilon = \frac{1}{2\pi\rho} \int_0^{2\pi} \eta(\sigma) \tan \frac{\sigma}{2} d\sigma$$

gesetzt werden. — Wir behalten uns vor, die Begründung dieser Näherungsformel an anderer Stelle zu geben.

Zur Berechnung von Auftrieb und Moment genügen die hier hingeschriebenen Koeffizienten.

Fassen wir die Abbildung auf die erste und die zweite Hilfsebene zusammen, und entwickeln ζ^{-1} nach Potenzen von z^{-1}

$$\zeta^{-1} = b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + b_3 z^{-3} - \dots$$

so erhalten wir für die Koeffizienten in dieser Entwicklung: (bei Vernachlässigung von Gliedern, die quadratisch in den kleinen Größen γ und ε sind):

$$\begin{aligned} b_1 &= \frac{1+i\varepsilon}{k} \\ b_2 &= \frac{1}{2k^2} \{ (1+i\varepsilon)(k-1)\zeta_0 + 2(\gamma_1 - \rho i\varepsilon) \} \\ b_3 &= \frac{1}{6k^3} \{ (1+i\varepsilon)(k-1)(2k-1)\zeta_0^2 + \\ &\quad + 6(\gamma_1 - \rho i\varepsilon)(k-1)\zeta_0 + 6\gamma_2 \}. \end{aligned}$$

Mit den aus der Funktionentheorie bekannten Umrechnungen erhält man aus diesen Größen für Auftrieb und Moment die:

$$\begin{aligned} \mathfrak{A} &= \frac{V^2 |b_1| \gamma}{g} 4\pi \rho \sin \beta \\ M &= \frac{2\pi V^2 \gamma}{g} \Re \left\{ \frac{i e^{2i\beta} (b_2^2 - b_1 b_3)}{b_1^3} - \frac{b_2}{b_1} 2\rho e^{i\beta} \sin \beta + 2\rho^2 e^{i\beta} \sin \beta \right\} \end{aligned}$$

Fig. 5 gibt die vollständige Durchführung für ein praktisches Beispiel; sie zeigt die Abbildung des gegebenen Profils auf das fast kreisförmige Gebiet G mit Hilfe einer K - Z -Abbildung. In das Gebiet G ist der in A berührende, flächengleiche Kreis eingezeichnet. Für die Koeffizienten γ_1 , γ_2 und ε ergeben sich die folgenden Werte:

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= \alpha_1 + i\beta_1 & \alpha_1 &= 0,015 & \rho \alpha_2 &= 0,021 \\ \gamma_2 &= \alpha_2 + i\beta_2 & \beta_1 &= 0 & \rho \beta_2 &= 0,024 & \rho \varepsilon &= -0,015. \end{aligned}$$

Rechnet man nach den gegebenen Formeln das Moment aus und bestimmt den Druckpunkt, so erhält man für das Verhältnis des Druckpunkt Abstandes von der Hinterkante zur gesamten Profiltiefe: aus der Rechnung die Werte:

$$\begin{aligned} \beta &= 0^\circ & 3^\circ & 6^\circ & 9^\circ & 12^\circ \\ s/l &= 0,51 & 0,61 & 0,65 & 0,67 & 0,68 \end{aligned}$$

Aus den Messungen, die an diesem Profil in Göttingen vorgenommen wurden, ergeben sich die Werte:

$$s/l = 0,53 \quad 0,62 \quad 0,66 \quad 0,68 \quad 0,69.$$

Dabei bemerken wir jedoch, daß die Messungen an Tragflächen von endlicher Breite vorgenommen sind, während die Rechnungen für unendliche Breite gelten, so daß bis zur Bestätigung an weiteren Profilen die Möglichkeit offen bleibt, daß die überraschende Übereinstimmung zwischen Messung und Rechnung eine zufällige ist.

Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes.

Von Ing. A. St.

Zu Beginn des Krieges waren die Flugapparate unserer Feinde fast ausschließlich mit Umlaufmotoren ausgerüstet. Als sich aber die Überlegenheit des wassergekühlten Standmotors, der hauptsächlich bei den Mittelmächten begünstigt und verwendet wurde, gegenüber dem Umlaufmotor immer fühlbarer geltend machte, waren auch unsere Feinde darauf bedacht, so rasch als möglich Standmotoren zu bauen. Nun fehlte es aber, da bis dahin kein nennenswerter Bedarf daran gewesen, an Zündapparaten für diese Motoren, die den schon hochentwickelten Zündapparaten der deutschen Firmen, besonders der Firma Bosch, gleichwertig waren. Mit den vor-

handenen oder irgendwie erreichbaren Apparaten dieser Firma wurde bald nicht mehr das Auslangen gefunden und daher erwies sich der Bau von Standmotorenmagnetapparaten als dringend notwendig.

Naheliegend war es nun, die schon bewährten Boschfabrikate einfach nachzuahmen. Dies wurde noch dadurch erleichtert, daß die Firma Bosch vor Ausbruch des Krieges in den Ententestaaten einzelne Betriebe zur Reparatur und sogar Erzeugung von Zündapparaten eingerichtet hatte, die von unseren Feinden nur übernommen zu werden brauchten. Tatsächlich wurden immer häufiger Flugmotoren erbeutet, deren Magnetapparate mehr oder weniger getreue Kopien der entsprechenden Boschtype waren. Erst gegen Ende 1916 tauchte auf italienischen Beutemotoren ein Zündapparat amerikanischer Herkunft auf, der von den Konstruktionen der Firma Bosch ganz wesentlich abwich.

Im folgenden seien nun die einzelnen, bisher bekannt gewordenen Konstruktionen von Magnetapparaten für Standmotoren aus dem feindlichen Auslande näher beschrieben. Zu betonen ist jedoch, daß alle im vorliegenden Aufsatz beschriebenen Zündapparate auf Motoren montiert waren, die entweder an der russischen oder italienischen Front erbeutet wurden.

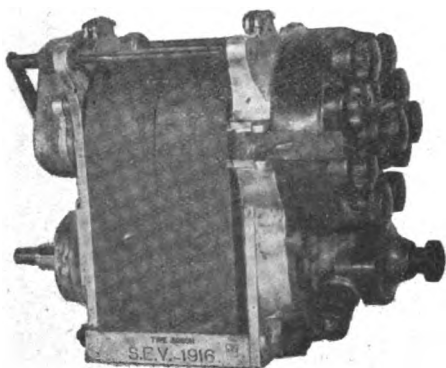


Fig. 1.

Fig. 1 ist die Abbildung eines Magnetapparates mit Hülsmagneten, der als eine genaue Kopie des Boschapparates »HL₈« zu bezeichnen ist. Der Apparat trägt die Typenbezeichnung »H₈« und das Firmenzeichen »SEV. Paris«, und war auf einem 8zylindrigen »Hispano-Suiza«-Motor montiert. Er besitzt keine Zündmomentverstellung und gestattet das Anlassen des Motors mittels Anlassers. Das Gewicht des kompletten Apparates ohne Antriebsrad beträgt 7,36 kg.

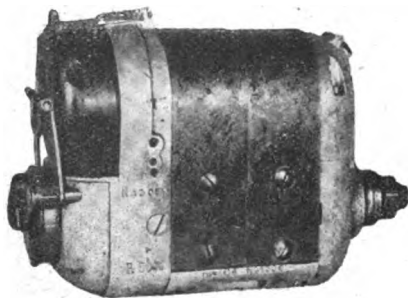


Fig. 2.

Fig. 2 zeigt ein Erzeugnis derselben Firma, mit der Typenbezeichnung »C₄«, bestimmt für 4zylindrige Motoren. Der Apparat ist im Prinzip und im inneren Bau, also bezüglich Anker, Kondensator, Unterbrecher, Verteiler usw., ebenfalls die Nachahmung eines Boschfabrikates, und zwar der Type »ZU₄« und zeigt nur äußerlich Abweichungen von derselben. Vor allem scheint besonderer Wert darauf gelegt worden zu sein, alle außenliegenden Konstruktionsteile nach Möglichkeit abzurunden und dem Apparat eine ganz geschlossene, glatte Form zu geben. Selbst die Grundplatte ist nicht eben, sondern ebenfalls zylindrisch gekrümmt, was den Vorteil leichter und einfacherer Bearbeitungsmöglichkeit der Magnetbefestigungsflächen am Motor mit sich bringt. Um eine leichte und

genaue Einstellung des Zündmomentes zu ermöglichen, ist der Apparat mit einer in der Abbildung sichtbaren, feinen Zahnkuppelung versehen, besitzt aber keine Zündzeitpunktverstellung und ist zum Anlassen des Motors mittels Anlaßmagnetes nicht eingerichtet. Sein Gewicht beträgt ohne Antriebsrad, aber mit Zahnkuppelung, 6,6 kg. In Verwendung war der Apparat mit einem zweiten der gleichen Type auf einem 8zylindrigen »Renault-Peugot«-Motor.

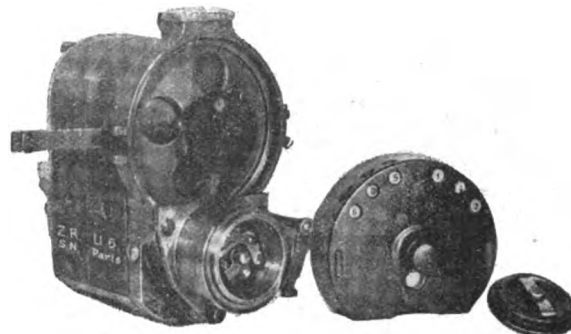


Fig. 3.

Einen weiteren ähnlichen Apparat zeigt die Fig. 3. Er ist ebenfalls französisches Fabrikat und trägt das Firmenzeichen »SN Paris«. Schon die Typenbezeichnung »ZR U₈« klingt bekannt und tatsächlich ist der Apparat eine Kombination der Boschtype »ZR₈« und »ZU₈« mit nur ganz unwesentlichen Abweichungen von dieser Type. Im Aus-

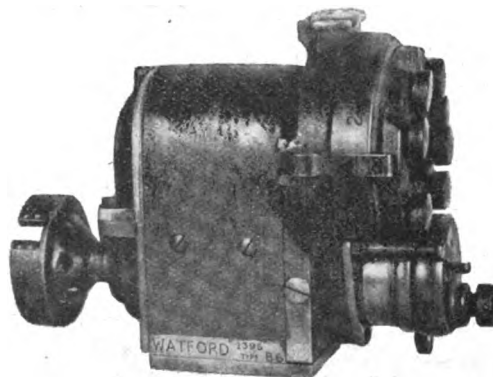


Fig. 4.

sehen kommt der Apparat der ganz geschlossenen, abgerundeten Type, wie sie Fig. 2 zeigt, nahe und hat auch wie diese die zylindrische Grundfläche. Er besitzt ebenfalls keine Zündzeitpunktverstellung und ist zum Anlassen des Motors mit Anlaßmagnet nicht eingerichtet. Wie der Numerierung der Verteilerscheibe in der Abbildung zu entnehmen ist, dient der

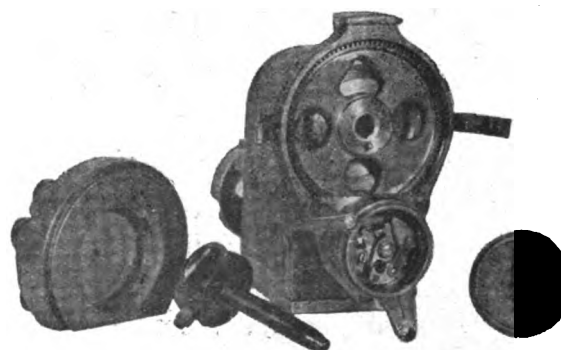


Fig. 5.

Apparat für 6zylindrige Motoren. Vorgefunden wurde er auf einem 12zylindrigen, luftgekühlten »Renault«-Motor. Sein Gewicht beträgt ohne Antriebsrad mit Zahnkuppelung 8,27 kg.

Einen Zündapparat englischer Herkunft zeigen die Abbildungen Fig. 4 und 5. Er ist ein Fabrikat der Firma »Watford« mit der Typenbezeichnung »B₆« und entspricht der Bosch-

type »ZH«, also einem Hülsenapparat, von dem er sich nur durch einige unbedeutende Details, wie einen nur wenig verschiedenen Unterbrecher (Fig. 5) und eine etwas anders angeordnete Sicherheitsfunkenstrecke unterscheidet. Bemerkenswert ist jedoch bei diesem Apparat das Fehlen jeglicher Ölführung oder sonstiger Schmiermöglichkeit. Zur Erreichung eines elastischen Antriebes von der Antriebswelle her, ist er mit einer Federkuppelung versehen, die eine genaue Nachahmung der Boschkuppelung ist. Zündmomentverstellung ist vorhanden. Der Apparat war auf einem 12 zylindrigen »Rolls-Royce«-Motor montiert und wiegt ohne Antriebsrad, mit elastischer Kuppelung, 6,75 kg.

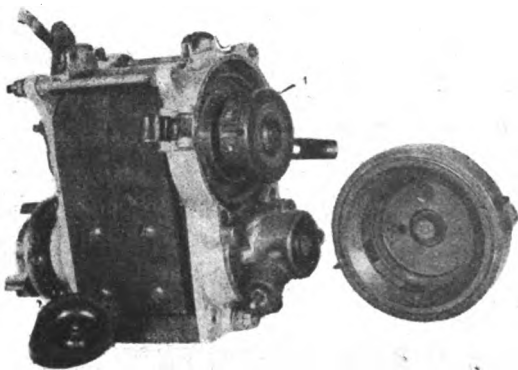


Fig. 5a.

Ein weiteres englisches Fabrikat zeigen die Fig. 5a, 5b. Dieser Apparat war auf einem 12 zylindrigen V-Form luftgekühlten englischen »Daimler«-Motor montiert trägt die Typenbezeichnung »No. R, Type A«, und das Firmenzeichen »B. T. H. Co., Ltd.; Conventry«; er wiegt mit einer Kuppelungshälfte 8,20 kg. Er ist ebenfalls eine Nachahmung des entsprechenden Boschtyps »HL«, von dem er sich konstruktiv

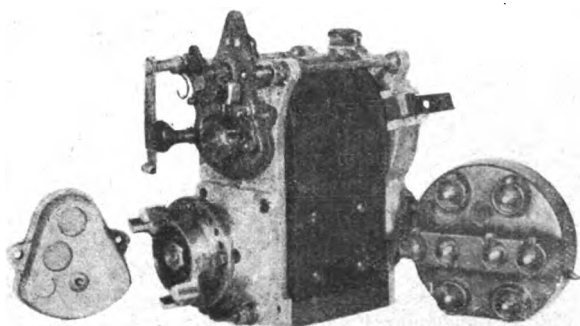


Fig. 5b.

nur ganz unwesentlich in der Verteilerscheibe und im rotierenden Verteilerstück dadurch unterscheidet, daß bei letzterem keine Schleifkohle zur Weiterleitung des Betriebsstromes an die Verteilersegmente vorgesehen ist, sondern eine vierschneidige Stahlelektrode (1), von der der Strom zu dem jeweils gegenüberliegenden Verteilersegment überspringen muß. Die Einrichtung für den Anlaßstrom ist die gleiche wie bei den Boschapparaten. Für den elastischen Antrieb des Apparates ist eine Federpaketkuppelung, ähnlich jener von Bosch, vorgesehen. Die werkstättenmäßige Ausführung dieses Apparates ist verhältnismäßig minderwertig.

Da beide zuletzt beschriebenen Magnetapparatypen, trotzdem sie für 6 zylindrige Motoren bestimmt sind, auf 12 zylindrigen Motoren montiert waren, wodurch sich schon bei Einfunkenzündung die Notwendigkeit der Verwendung zweier gleicher Magnete für einen Motor ergibt, scheint die Vermutung naheliegend, daß die Entente derzeit über Apparatypen, die den Boschtypen für 12 zylindrige Motoren entsprechen, noch nicht verfügt.

Zwei Zündapparate von italienischen Firmen sind in den Fig. 6, 7 und 8 abgebildet. Der eine, ein Erzeugnis der Firma »Marelli« in Mailand, trägt die Typenbezeichnung »EM«, und ist wieder eine getreue Kopie des Boschtyps »ZH«, mit Hülsenmagneten und Zündzeitpunktverstellung. Erwähnenswert ist,

daß die bei diesem Apparat verwendeten Kugellager scheinbar deutsches Fabrikat, und zwar Fabrikat »Norma« sind. Der Apparat war auf einem »Isotta-Fraschini«-Motor montiert und wiegt samt Antriebsrad 6,70 kg.

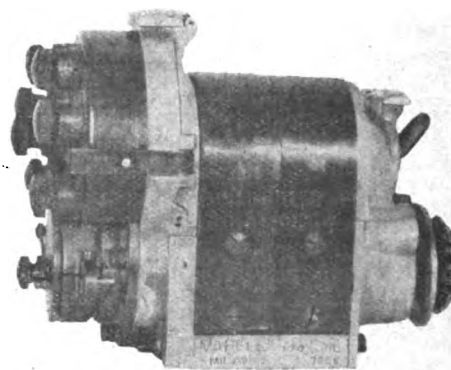


Fig. 6.

Der zweite italienische Magnetapparat, ein Erzeugnis der Firma »Olivetti« in Ivrea, mit der Typenbezeichnung »AF«, ist von dem Boschtyp »HL« fast nicht zu unterscheiden, wie die Fig. 7 und 8 deutlich erkennen lassen. Der Apparat hat

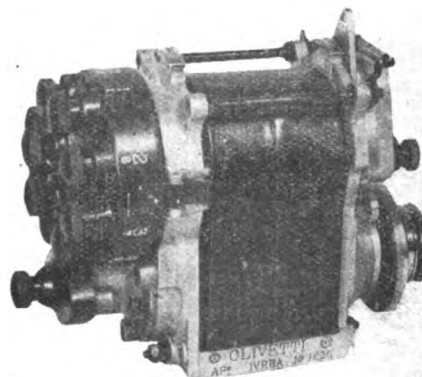


Fig. 7.

Zündzeitpunktverstellung und ist eingerichtet für Rechts- und Linkslauf. Sein Gewicht beträgt samt Antriebsrad und Antriebsgehäusendeckel 8,22 kg. Montiert war er auf einem »Hispano-Suiza«-Motor. Im übrigen sind beide Apparate so genaue Kopien der Boschtype, daß die Beschreibung, die die Firma Bosch über ihre Apparate herausgibt, wortwörtlich auf dieselben paßt. Die mechanische Ausführung des Apparates der Firma »Olivetti« ist als dem Boschfabrikat fast gleichwertig zu bezeichnen.

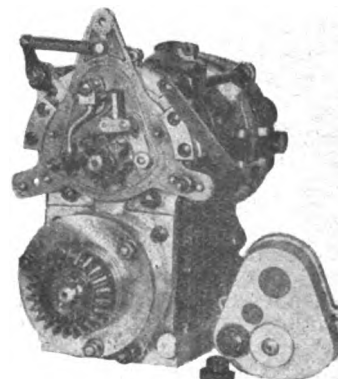


Fig. 8.

Eine von den Boschfabrikaten, wenn auch nicht prinzipiell, so doch im Aufbau etwas abweichende Konstruktion, stellt der in Fig. 9 bis 14 abgebildete Zündapparat »Magnéto Type V«, der »Société des moteurs Salmson, Systeme Canton Unné« dar. Er ist bestimmt für die 9 zylindrigen wassergekühlten »Salm-

son Sternmotoren und ist ein der Boschtype »HL« entsprechender Hülßenapparat, d. h. er besitzt einen stillstehenden Anker, um den sich zwei Hülßenmagnete aus Weicheisen drehen.

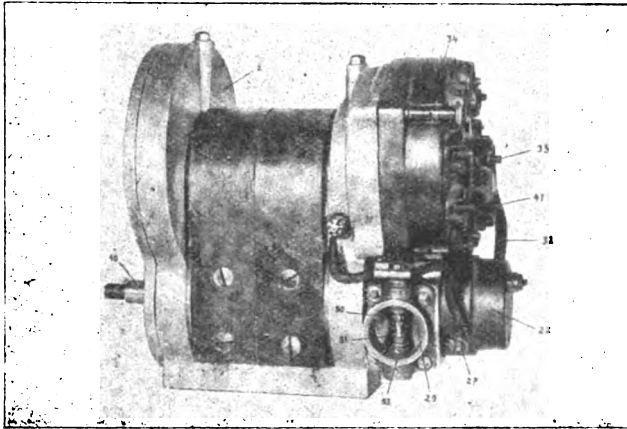


Fig. 9.

Durch diese Anordnung wird bekanntlich erzielt, daß bei einer vollen Umdrehung der Hülßenachse vier Spannungsmaxima erreicht und daher vier Funken erzeugt werden können. Die Übersetzung vom Motor auf den Magnet muß dann im Falle des 9zylindrigen Salmson-Motors so gewählt werden, daß auf 8 Umdrehungen des Motors 9 Umdrehungen des Magnetapparates kommen.

Der Aufbau des Apparates ist aus den Fig. 9, 12 und 13 zu ersehen. In den Ausnehmungen 1 des Aluminiumgehäuses 2 sitzen links und rechts zwei eingepreßte, durch Schrauben in der richtigen Lage festgehaltene, gußeiserne Polschuhe 3, die außen, wie aus Fig. 12 zu ersehen ist, mit dem Gehäuse eben sind. Über das Gehäuse und die Polschuhe werden die beiden Hufeisenmagnete geschoben und an den Polschuhen festgeschraubt. Um den feststehenden Anker 4 sind die

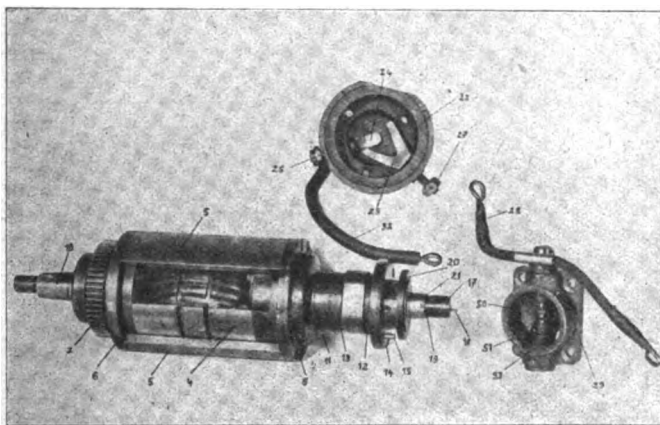


Fig. 10.

beiden Weicheisenhülßenmagnete 5 drehbar angeordnet. Mit den beiden Hülßenmagneten 5 ist durch die beiden Bronzescheiben 6, die gleichzeitig die Lager für den feststehenden Anker bilden, einerseits das Antriebsrad 7 für das rotierende Verteilerstück 8, 9 und der Achsenstummel 10 der Magnet-hülse, andererseits eine mit den feinen Riffeln bei 11 genau einstellbare und durch die Mutter 12 an dieselben angepreßte Hülse 13 verbunden. Diese Hülse 13 trägt die 4 Nocken für den Unterbrecher. Zum Unterschied von den jetzt gebräuchlichen Boschkonstruktionen mit 8 Nocken, die mit der halben Hülseutourenzahl rotieren, sind hier also 4 Unterbrechernocken mit der vollen Hülseutourenzahl vorgesehen. Diese Ausführung ist jedoch nicht als neu zu bezeichnen, da sie bei der früheren Boschtype »HD«, die die Firma Bosch schon vor ca. 15 Jahren erzeugte, verwendet wurde, wobei die Nockenform nicht sehr abweichend von der des vorliegenden Apparates war. Die Unterbrecherkonstruktion der Bosch-

type »HD« zeigt Fig. 15. Die Sicherung des feststehenden Ankers des Salmsonmagnetes gegen Verdrehung und die Gewährleistung der richtigen Lage gegenüber den Polschuhen bildet die mit ihm verbohrte Scheibe 14 mit dem Stift 15, der in eine entsprechende Ausnehmung 16 des Gehäuses paßt. Die nicht an Masse angeschlossenen Drahtenden der Primär-

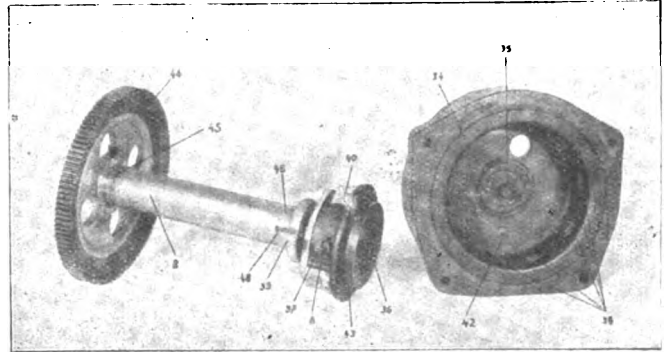


Fig. 11.

und Sekundärwicklung des Ankers liegen in der Hartgummiwelle 17, welche in der hohlen Ankerachse befestigt ist. Das Ende der Sekundärwicklung ist in dieser Hartgummiisolation bis zu dem Platinbügel 18 geführt, während die Primärleitung die Hartgummiisolation früher durchbricht und mit dem Messingring 19 verlötet ist. Auf die Hartgummiwelle ist dann der Hartgummiring 20 aufgeschoben und nach diesem die geschlitzte federnde Messinghülse 21, die gerade auf den Messingring 19 zu sitzen kommt. Ist der Anker im Gehäuse montiert, dann ragt aus demselben nur mehr das Hartgummistück 17 mit dem, den Sekundärstrom führenden Bügel 18 und die mit dem Ende der Primärwicklung leitend verbundene Hülse 21 heraus. Nun wird der Hartgummiendeckel 22 auf der Fläche 23 mit drei Schrauben niedergeschraubt. Es drückt dann der Bügel 18 gegen die Kontaktfeder 24 des Hartgummi-deckels und die gabelartige Kontaktfeder 25 gegen die Hülse 21,

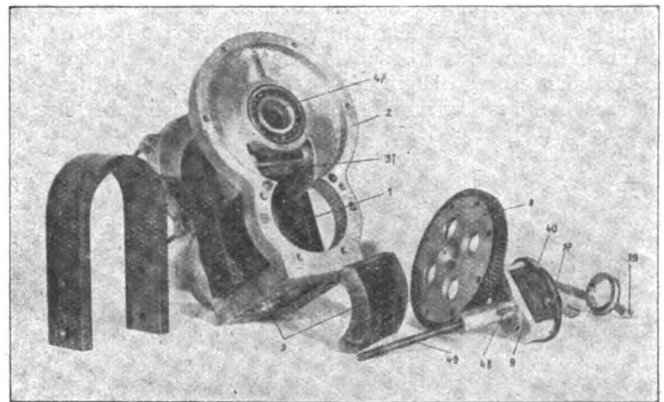


Fig. 12.

wodurch der Sekundärstrom zur Klemme 26 und der Primärstrom zur Klemme 27 geführt wird. Von der Klemme 27 gelangt der Primärstrom sodann durch das Kabel 28 zum Unterbrecher 29 bzw. zur Kondensatorklemme 30 und von da zum Kondensator 31, der bei dem vorliegenden Apparat unverhältnismäßig groß ist. Der Sekundärstrom fließt durch das Kabel 32 zur Mittelklemme 33 der Verteilerscheibe 34 und von hier über den federnd angedrückten Kohlenstift 35 zum Messingkontakt 36 des rotierenden Verteilerstückes aus Hartgummi, in dessen Innern die Leitung von 36 zur stählernen Verteilerspitze 37 führt, die beim vorliegenden Apparat die Verteilerschleifkohle ersetzt. Beim Stromdurchgang muß dann der Funke die Vorschaltfunkenstrecke zwischen 37 und dem jeweils gegenüberliegenden Verteilersegment 38 überspringen. Um den Anker vor gefährlichen Spannungen zu schützen, ist eine Sicherheitsfunkenstrecke von ca. 8 mm vorgesehen, deren Körperelektrode der Aluminiumkamm 39 ist. Zwecks

Anlassens des Motors mit besonderem Anlaßstrom ist analog der Boschkonstruktion auf dem rotierenden Verteilerstück eine zweite, nicht berührende Kupferelektrode 40 in Kammform vorgesehen, zu der der Anlaßstrom aus der zweiten Mittelklemme 41, dem Stift 42 und dem knapp bei demselben vorbeilaufenden Kupfering 43 gelangt. Der Antrieb des Verteilerstückes erfolgt hier zum Unterschied von den Boschkonstruktionen auf der Vorderseite des Apparates durch die Zahnräder 7 und 44. Der Zahnkranz des letzteren ist aus Bronze und auf dem Aluminiumflansch der Hohlwelle 8 angebracht. Diese Hohlwelle wird beim Montieren in das Gehäuse

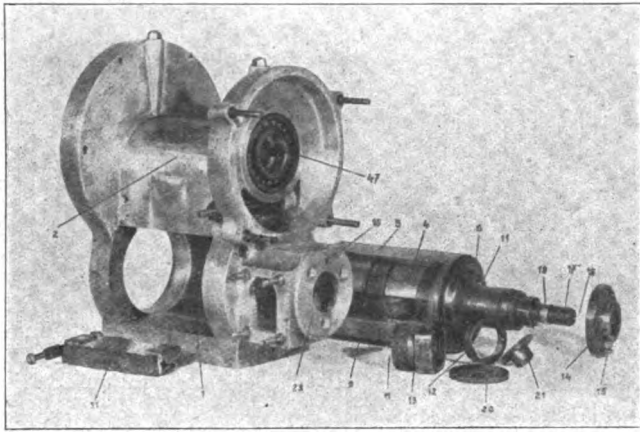


Fig. 13.

eingeschoben und sitzt mit dem Bund 45 und 46 in Kugellagern, von denen das eine bei 47 sichtbar ist. Hierauf wird das eigentliche rotierende Verteilerstück 9 in die Hohlwelle eingeschoben, nachdem vorher auf dieselbe der Ring mit der Sicherheitsfunkenstreckenelektrode aufgeschoben wurde. Die Sicherung gegen Verdrehen der beiden Teile des Verteilerstückes bildet der Keil 48, die Befestigung erfolgt mit dem Bolzen 49 und einer aufgeschraubten Mutter.

Eine eigenartige Konstruktion zeigt der in den Fig. 9, 10 und 14 dargestellte Unterbrecher. Auf den durch Hartgummi gegen Masse isolierten, den Primärstrom führenden Unterbrecherkontakt 50, schlägt der von den Nocken gesteuerte Unterbrecherhammer 51. Die Besonderheit des Unterbrechers besteht nun darin, daß der Unterbrecherhammer

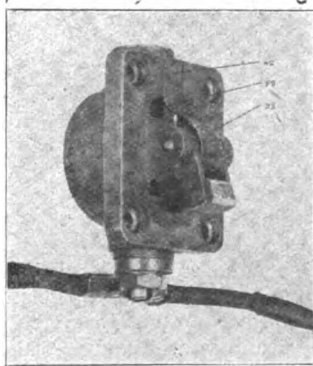


Fig. 14.

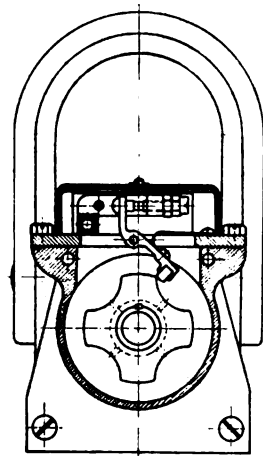


Fig. 15.

nicht, wie bei den Boschkonstruktionen, von nur einer Blattfeder, sondern von zwei Federn gegen den festen Kontakt gedrückt wird. Die eine dieser beiden Federn ist die in Fig. 14 sichtbare Blattfeder 52, die bei 54 in eine Art Schwalbenschwanznut des Unterbrechergehäuses einfach eingepreßt ist. Die andere ist die in Fig. 9, 10 und 13 sichtbare, direkt unter dem Unterbrecherhammer sitzende Spiralfeder 53.

Es lag die Vermutung nahe, daß diese mit zwei Federn ausgestattete Unterbrecherkonstruktion gegenüber einer der

Boschkonstruktion ähnlichen mit nur einer Blattfeder höhere Unterbrechungszahlen ermöglichen könnte. Da nun heute das Bestreben besteht, raschlaufende Motoren zu bauen und dabei mitunter an eine Erhöhung der Zylinderzahl gedacht wird, so ist die Frage der Erhöhung der Unterbrechungszahlen der Magnetapparate von einiger Bedeutung. Es wurde daher der Salmsonzündapparat mit einem Boschapparat der analogen Bauart »HL₈« einer vergleichenden Untersuchung betreffs der höchst erreichbaren Zahl von Unterbrechungen des Primärstromkreises unterzogen.

Die Untersuchung ergab nun das überraschende Resultat, daß der Salmsonunterbrecher trotz der Verstärkung der Blattfederkraft durch die Kraft der Spiralfeder, schon bei einer niedrigeren Tourenzahl aussetzt als der Boschunterbrecher.

Die Ergebnisse der vergleichenden Untersuchung sind aus folgender Zusammenstellung ersichtlich:

Bosch-Zündapparat.

4420 Umdr./Min.,	17690 Unterbr. Min.,	arbeitet anstandslos;
5100 "	20400 "	einzelne Funkenstrecken setzen hie und da aus;
6000 "	24000 "	das Aussetzen einzelner Funkenstrecken erfolgt häufiger;
6490 "	25960 "	Zündung setzt schon stark aus;
7000 "	28000 "	Unterbrecher funktioniert überhaupt nicht mehr.

Salmson-Zündapparat.

3500 Umdr./Min.,	14000 Unterbr./Min.,	arbeitet anstandslos;
4435 "	17740 "	einzelne Funkenstrecken setzen hie und da aus;
5000 "	20000 "	das Aussetzen einzelner Funkenstrecken erfolgt häufiger;
5380 "	21520 "	Zündung setzt schon stark aus;
6000 "	24000 "	Unterbrecher funktioniert überhaupt nicht mehr.

Über 6000 Touren war der Zündapparat mit der zur Verfügung stehenden Kraftquelle überhaupt nicht zu bringen.

Es ist daraus zu entnehmen, daß der Salmsonunterbrecher schon bei 17740 Unterbrechungen pro Minute unverlässlich wird, während dies beim Boschapparat erst bei 20400 Unterbrechungen pro Minute eintritt. Der Grund für das Versagen des Salmsonunterbrechers dürfte in der zu großen Masse der bewegten Teile zu suchen sein, so daß diese der geforderten Schwingungszahl nicht mehr entsprechen können. Die Zusammenstellung der Versuchsergebnisse zeigt außerdem noch, daß der Salmsonapparat bei denselben Antriebsverhältnissen (gleiche Leistung des antreibenden Elektromotors) immer die kleinere Zahl von Umdrehungen macht, daß er also im Betriebe mehr Leistung verzehrt als der Boschapparat.

Der Salmsonmagnet ist also im Prinzip den Boschmagneten gleich und nur die konstruktive Lösung, die, nebenbei erwähnt, durchaus keine einfachere ist, eine andere als bei diesen. Das Gewicht des Apparates beträgt komplett mit Antriebsrad 9,02 kg.

Zusammenfassend kann somit über die bisher besprochenen Zündapparate gesagt werden, daß keiner derselben prinzipielle oder konstruktive Neuerungen enthält. Die mechanische Ausführung kann im allgemeinen als gut bezeichnet werden. Bosch ist aber besser.

(Fortsetzung folgt.)

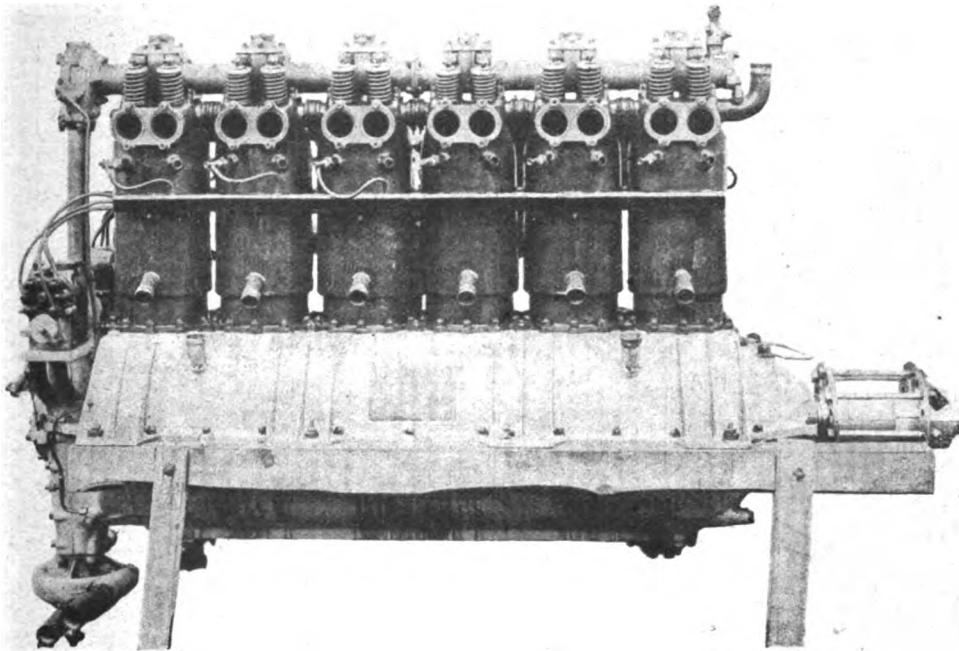


Fig. 1. Ansicht der Auspuffseite.

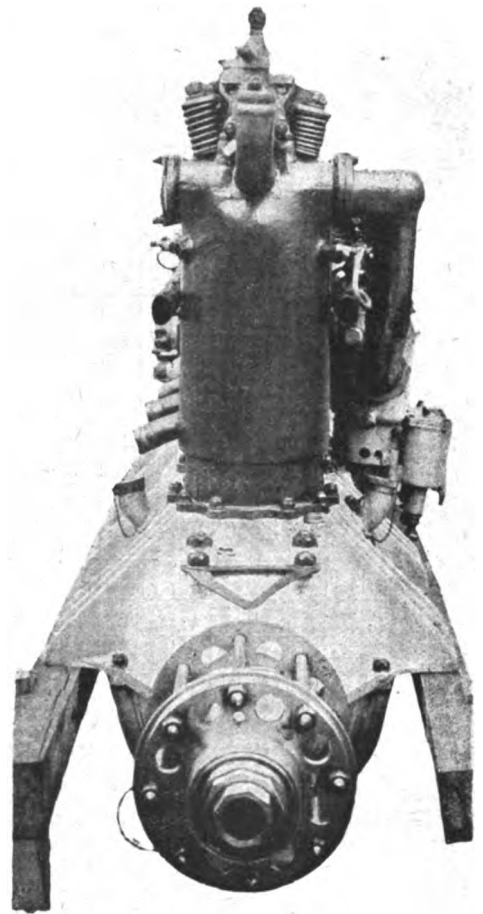


Fig. 3. Vorderansicht.

Der „Fiat-Motor“.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Nachtrag zum Aufsatz in Heft 13/14.)

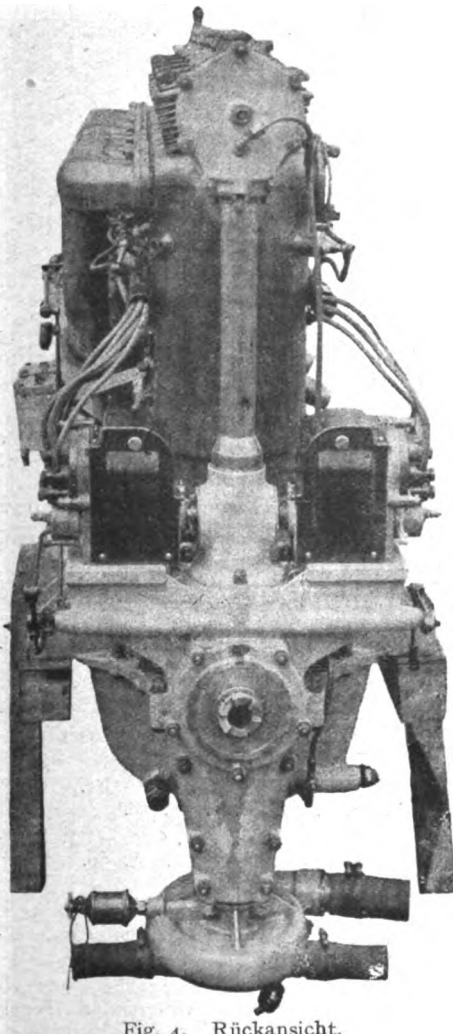


Fig. 4. Rückansicht.

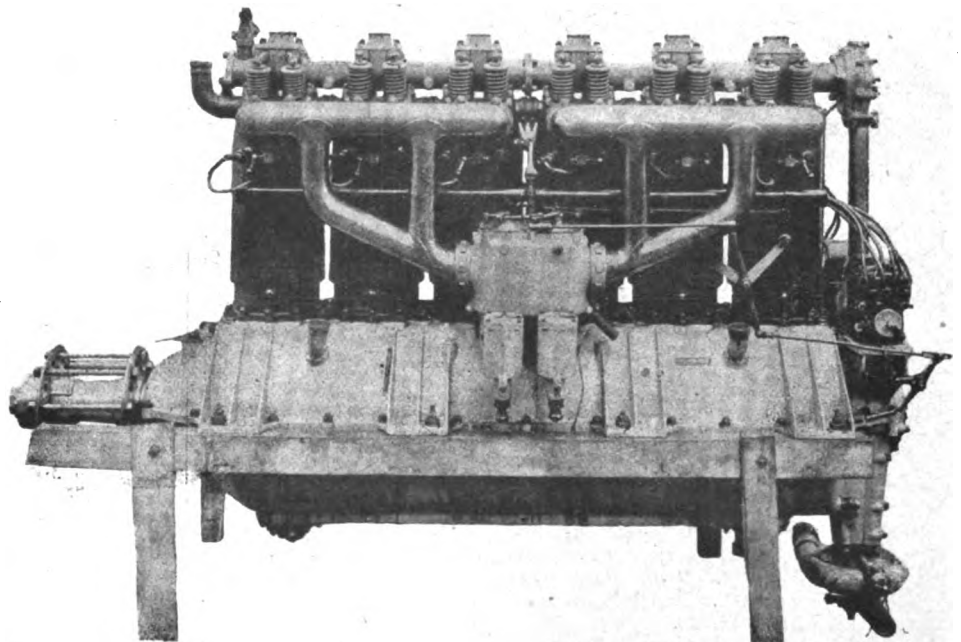


Fig. 2. Ansicht von der Vergaserseite.

Der „Fiat“-Motor von Ingenieur S. Hoffmann. (Nachtrag).

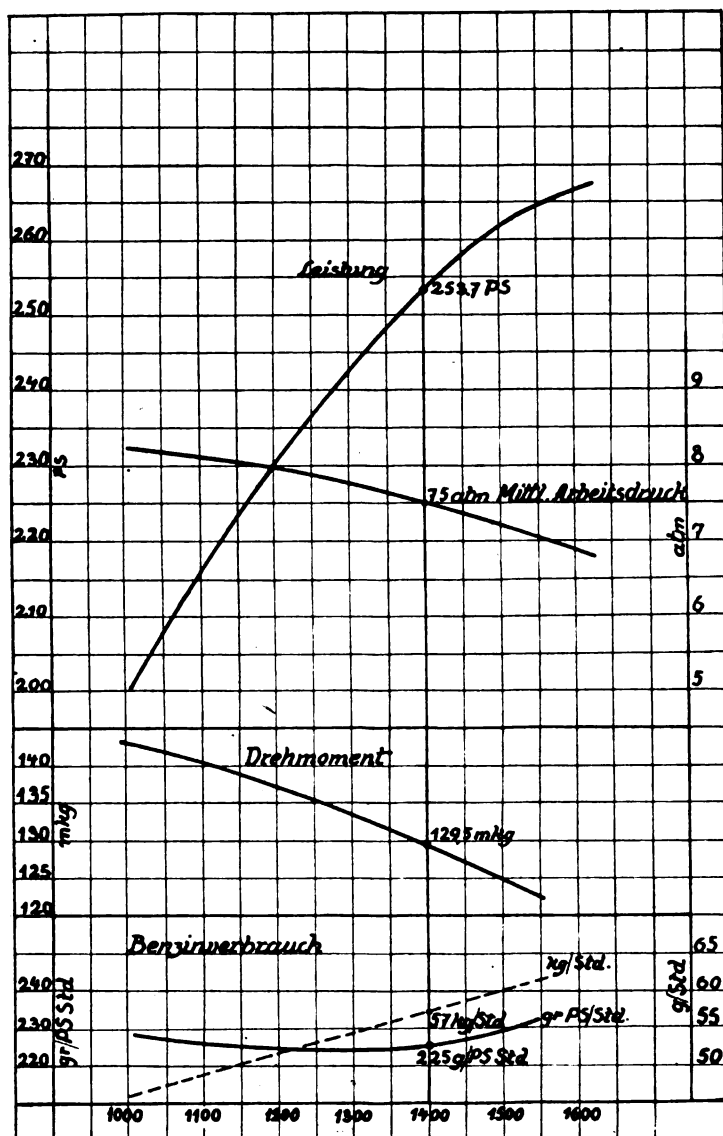


Fig. 5. Leistung, mittl. Arbeitsdruck, Drehmoment, Benzinverbrauch des 240 PS „Fiat“-Motors.

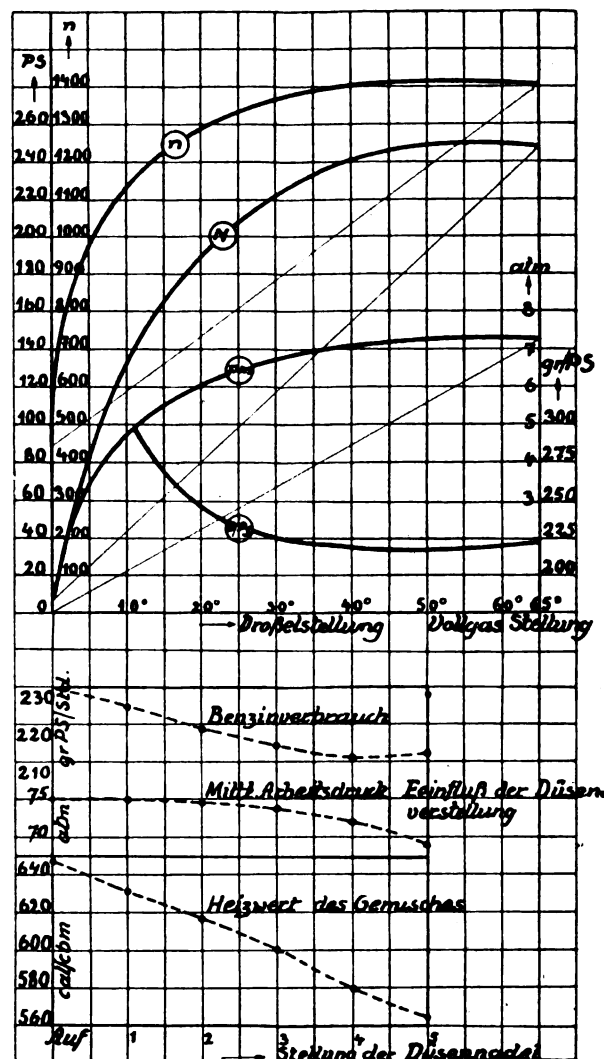


Fig. 6. Regelung des 240 PS „Fiat“-Motors.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Auslegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 42c, 27. F. 42342. Friedrich Fitte, Berlin, Prinzenstr. 86. Zeigerwerk für Flüssigkeitsstandmesser mit Schwimmer. A. 22. 9. 17. E. 29. 10. 18.
- 46c, 7. S. 30550. Wilhelm Sturm, Lörrach. Vergaser für Explosionskraftmaschinen. A. 22. 5. 17. E. 5. 11. 18.
- 46b, 3. R. 44204. Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstr. 171. Drehschiebersteuerung für Verbrennungsmaschinen. A. 9. 2. 17. E. 20. 10. 18.
- 46b, 4. H. 62754. Dipl.-Ing. Rudolf Heßler, Leipzig, Scheffelstr. 38. Rohrschiebersteuerung für Verbrennungs-Zweitaktmotoren. A. 16. 6. 13. E. 22. 10. 18.
- 46, Gr. 6. H. 60078. A. Horch & Cie., Motorwagenwerke Akt.-Ges., Zwickau i. S. Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle. A. 2. 1. 13. E. 16. 10. 18.
- 77h, 5. R. 45470. Hans Rieck und Adolf Hawerländer, Spremberg N.-L. Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge. A. 30. 1. 18. E. 2. 11. 18.
- 77h, 6. B. 82377. Franz Bucher, Lindau-Reutin i. B. Luftschraube mit hohlen Flügeln. A. 2. 9. 16. E. 5. 11. 18.

- 77h, 5. O. 10247. Österr.-ungar. Flugzeugfabrik „Aviatic“ G. m. b. H., Wien. Lager für Verwindungsklappen. A. 18. 5. 17. E. 5. 11. 18.
- 77h, 6. G. 44823. Garuda Flugzeug- und Propellerbau G. m. b. H., Neukölln. Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung. A. 6. 2. 17. E. 26. 10. 18.
- 77h, 5. L. 43938. Jakob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 290121. A. 7. 3. 16. E. 9. 11. 18. Österreich A. 10. 2. 16.
- 46a, 8. H. 65100. Dipl.-Ing. Albert Hennig, Hamburg, Klosterallee 63. Einfach wirkende Zweitakt-Verbrennungskraftmaschine mit gegenläufigen, die Ein- und Auslaßschlitze steuernden Kolben. A. 24. 1. 14. E. 9. 11. 18.
- 46c, 28. E. 22563. Eisemann-Werke, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßelektromotor. A. 24. 8. 17. E. 9. 11. 18.
- 46c, 3. St. 30819. Georg Stammberger, Cannstatt, Pragstraße 98. Kolben für Explosionskraftmaschinen. A. 30. 10. 17. E. 9. 11. 18.
- 46c, 4. G. 46137. Fritz Greiner, Stuttgart-Cannstatt, Königstr. 87. Lagerung der Kurbelwelle von Verbrennungskraftmaschinen. A. 14. 1. 18. E. 9. 11. 18.
- 42c, 42. A. 30018. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Vorrichtung zum Auswuchten rotierender Körper. A. 22. 12. 17. E. 12. 11. 18.

77h, 9. B. 83965. Wilhelm Beilke, Berlin-Friedenau, Maybachpl. 10. Flugzeugkufenbremse. A. 1. 6. 17. E. 16. 11. 18.
77h, 9. B. 85009. Erich Brauner, Breslau, Breitestr. 38. Nach oben schlagbares Laufgestell für Flugzeuge. A. 26. 11. 17. E. 16. 11. 18.

46c, 27. B. 78952. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Pumpe zum Einführen von Luft und Brennstoff in die Zylinder einer Explosionskraftmaschine zur Erleichterung des Anlassens. A. 3. 2. 15. E. 12. 11. 18.

46c, 27. B. 80104. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Ventilordnung für die Pumpe zum Einführen von Luft und Brennstoff in die Zylinder einer Explosionskraftmaschine zur Erleichterung des Anlassens; Zus. z. Anm. B. 78952. A. 6. 9. 15.
46c, 28. B. 80322. Bosch Magneto Company, New York. Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Anlaßelektromotor; Zus. z. Pat. 271222. A. 14. 10. 15. E. 16. 11. 18.

46c, 28. B. 78823. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen von Fahrzeugen. A. 11. 1. 15. E. 16. 11. 18.

46c, 28. B. 79009. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren. A. 13. 2. 15.
46c, 28. B. 79829. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Anm. B. 79009. A. 15. 3. 15. E. 16. 11. 18.

46c, 28. B. 79141. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Anm. B. 79009. A. 6. 3. 15. E. 16. 11. 18.

46c, 6. E. 22375. Dr. Otto Eck, Godesberg a. Rh. Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff; Zus. z. Pat. 301523. A. 31. 5. 17. E. 12. 11. 18.

46c, 28. E. 22899. Eismann-Werke, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaßvorrichtung. A. 22. 1. 18. E. 23. 11. 18.
77h, 6. F. 41032. Wilhelm Froehlich, Wannsee b. Berlin. Hohler Propellerflügel aus Blech. A. 14. 2. 17. E. 12. 11. 18.

420, 5. G. 45671. Edmund Gerbig, Altenburg, S.-A. Drehzahlmesser mit Fliehkraftregler. A. 26. 9. 17. E. 23. 11. 18.

46c, 9. H. 71659. Karl Haase, Friedrichshagen b. Berlin, Königsstr. 5. Oberflächenvergaser. A. 6. 2. 17. E. 23. 11. 18.

77h, 6. K. 65161. Jakob Kreitmayer, München-Neuhausen, Romanstr. 5a. Hohle Metallschraube. A. 5. 12. 17. E. 16. 11. 18.

77h, 15. K. 64331. Kohlbaach & Co., G. m. b. H., Leipzig-Lindenau. Aufhängevorrichtung für Abwurfgeschosse an Luftfahrzeugen. A. 21. 6. 17. E. 30. 11. 18.

46b, 6. K. 65781. Hermann Koch, Königsberg i. Pr., Steindamm 37. Sicherungsvorrichtung gegen Rückzündung beim Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen. A. 11. 3. 18. E. 16. 11. 18.

46b, 3. Sch. 51352. Otto Schwarz, Stuttgart, Hauptstätterstr. 61. Schwingschiebersteuerung von Verbrennungskraftmaschinen. A. 30. 4. 17. E. 16. 11. 18.

46b, 16. M. 61367. Maschinenfabrik Heinrich Paul, Inh. Marie Paul, Augsburg. Brennkraftmaschine. A. 29. 5. 17. E. 16. 11. 18.

46c, 21. N. 17103. Norddeutsche Kühlerfabrik G. m. b. H., Berlin. Ansatzkupplung für Kühler. A. 8. 2. 18. E. 23. 11. 18.

77h, 2. M. 58827. K. Mohns & E. Sohn, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baumschulenweg. Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen. A. 26. 11. 15. E. 16. 11. 18.

77h, 5. O. 10065. Ernst Overdyck, Neuruppin, Wallstr. 1. Vorrichtung zum Abschießen von Signalmunition aus Flugzeugen. A. 26. 10. 16. E. 30. 11. 18.

77h, 9. P. 34198. Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1. Wasserflugzeug; Zus. z. Anm. P. 31816. A. 30. 8. 15. E. 16. 11. 18.

77h, 4. R. 43449. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. Hülle für Starrluftschiffe. A. 12. 7. 16. E. 10. 11. 18.

77h, 5. W. 48625. Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarckstr. 105. Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge. A. 29. 5. 16. E. 12. 11. 18.

Patenterteilungen.

43a, 30. 308270. Andreas Veigel, Cannstatt-Stuttgart, Bismarckstr. 70. Flugzeitähler für Luftfahrzeuge; Zus. z. Pat. 305314. 5. 2. 18. V. 14084.

46c, 28. 308283. Max Wild, Charlottenburg, Bismarckstraße 97/98, und Otto Goldberg, Neukölln, Friedelstr. 51. Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen. 15. 8. 16. W. 48245.

77h, 13. 308374. Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Berlin. Seilführung von hin und her bewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen. 17. 10. 16. L. 41630.

77h, 15. 308314. M. & R. Popp, Pforzheim. Bombenabwurfvorrichtung. 1. 10. 15. P. 34283.

77h, 15. 308375. Siemens-Schuckertwerke G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Abschlußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen. 22. 1. 15. S. 43461.

12d, 23. 308752. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Auswechselbares Ölfilter mit selbsttätigem Ölabschluß. 23. 11. 17. L. 45852.

42k, 5. 308699. Charles Theune, Berlin, Darmstädterstr. 8. Apparat zur Bestimmung und Aufzeichnung von Windrichtungen. 3. 8. 13. T. 18790.

42c, 35. 308722. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel. Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern; Zus. z. Pat. 307847. 31. 5. 16. G. 44067.

42c, 35. 308721. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel. Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern; Zus. z. Pat. 307847. 25. 5. 16. G. 44045.

420, 13. 308677. Tachometerbau Lehmbeck & Co., Berlin. Aufzugsvorrichtung für Geschwindigkeitsmesser. 9. 12. 17. T. 21716.

46b, 3. 308678. Hjalmar Pålson, Virket, Malmö, Schweden; Vertr.: F. A. Hoppen, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. Einlaß- und Auslaßdrehchieber für Mehrzylinderverbrennungsmaschinen. 30. 11. 17. P. 36224. Schweden 1. 12. 16.

Patentversagung.

63c, 22. 308708. Hofmannsche Luftfederung G. m. b. H., Berlin. Luftfeder, insbesondere für Kraftfahrzeuge. 17. 6. 17. H. 72414.

77h, 9. 308275. Ernst Gérard, Brüssel; Vertr.: Adalbert Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Nachgiebiges Anlaufgestell für Flugzeuge. 11. 5. 12. G. 38347.

77h, 673680. Oskar Ursinus, Frankfurt a. M., Bahnhofspl. 8. Tragdeckenanordnung usw. 5. 8. 15. U. 5132. 31. 7. 18.

77h, 671058. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Selbsttätiger Verschuß für Öffnungen von Hohlkörpern usw. 6. 8. 15. R. 41486. 31. 7. 18.

47f, 624445. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Schwimmerverschuß. 25. 1. 15. F. 32843. 8. 7. 18.

77h, 671059. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Umhüllung für Flugzeugstreben. 10. 8. 15. R. 41504. 31. 7. 18.

77h, 669823. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Umkleidung für Flugzeugstreben. 10. 8. 15. R. 41505. 31. 7. 18.

46c, 675377. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Anordnung von Kühlwasserthermometern usw. 10. 9. 15. Sch. 55710. 10. 8. 18.

478, 622576. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Hahn. 31. 12. 14. F. 32765. 8. 7. 18.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Die Schule des Flugtechnikers. Lehrhefte für Berechnung, Konstruktion und Bau von Flugzeugen und Motoren und für die nötigen Hilfswissenschaften zum Selbststudium für Flugzeug- und Motorenmonteure, Flugtechniker, Werkmeister, Konstrukteure Flieger und einschlägige Berufe. Herausgegeben und verlegt von Karl Wagner & Co. Verlag: Berlin-Steglitz, Elisenstr. 2. Preis für das Heft M. 1,50.

Wie spare ich beim Auto- und Motorradbetrieb? Von Wolfgang Vogel. Gr.-8°. 224 S. mit 30 Abb. Phönix-Verlag, G. m. b. H., Charlottenburg b. Berlin, Dernburgstr. 46. Preis brosch. M. 4,80, geb. M. 5,40.

Ein gutes Handbuch für jeden Automobil- und Motorradfahrer, sowohl für den, welcher sein Kraftfahrzeug zu Sportzwecken gebraucht, als auch für denjenigen, der es als Mittel zum Gelderwerb benutzt.

Zunächst ist ein Überblick darüber gegeben, wie sich die Kosten des Kraftfahrzeugbetriebes verteilen, um so zu erkennen, wo man beim Sparen den Hebel einsetzen muß, z. B. um die Motorleistung zu erhöhen und den Brennstoffverbrauch zu vermindern, Winke über die richtige Behandlung und Ausnutzung der Pneumatik und den vorteilhaften Einkauf derselben, Änderung des Vergasers für Benzolbetrieb, Winke zur Erzielung von Ersparnissen an Öl, an Reparaturen, bei Tötigung von Versicherungen und bei Konflikt mit den Behörden, bzw. wie man eventuelle Strafmandate erfolgreich bekämpft.

Jerusalem. Von Sven Hedin. Feldpostausgabe. 8°, 160 S. mit 25 Abb. und 1 Karte. Leipzig. Verlag: F. A. Brockhaus. Geh. M. 1,50.

Was wird aus Jerusalem? Diese Frage beschäftigt alle, wie einst zur Zeit der Kreuzfahrer. Nach der Niederwerfung Rußlands wurde Jerusalem der Brennpunkt des Krieges im Osten.

Denn Palästina ist der Westpfeiler der Brücke, die der englische Militarismus von Ägypten über Land nach Indien zu schlagen dachte. Hedin bereiste Palästina, nicht lange bevor die Engländer gegen die heiligen Stadt vorrückten, bis zur türkischen Westfront in der Nähe des Suezkanals. Ebenso reich an fruchtbaren Gesichtspunkten wie in seinem Werk »Bagdad, Babylon, Ninive« läßt Hedin auch hier als Hintergrund der lebendigen Gegenwart die Jahrtausende alte Vergangenheit des Gelobten Landes in gigantischen Baudenkmalern und Ruinen, in epochemachenden Ereignissen und Persönlichkeiten der Weltgeschichte wiedererstehen.

Wir wandern mit Hedin durch die engen Stufenstraßen der heiligen Stadt und lauschen in ergriffener Andacht den Erinnerungen, die der bibelkundige Führer im Garten Gethsemane, an den Stationen der Via dolorosa und in der Kirche des Heiligen Grabes in uns wachruft. Eigentümlich »aktuell« mutet uns die Geschichte der Zerstörung Jerusalems an — jedem drängen sich da Vergleiche mit gegenwärtigen Zuständen auf! — und was er über die Heuschreckenplage zu berichten weiß, zeigt schlagend die Wahrheit der biblischen Erzählungen, die man geneigt war für orientalische Übertreibungen zu halten. Weiter geht es in das uralte Damaskus mit seiner Omajjadenmoschee, Baalbek mit seinen herrlichen Ruinen aus griechisch-römischer Zeit, an den See Genesareth mit Tiberias, Kapernaum und all den Orten, deren Namen jedem Christen und Juden geläufig sind, Nazareth und Bethlehem, Jericho und das Tote Meer. Ein Besuch in den Judenkolonien bei Jaffa gibt Veranlassung zu einer aufschlußreichen Erörterung über den Zionismus, und zum Schluß führt dann ein Ausflug an die türkisch-deutsche Front in Ägypten aus der Vergangenheit wieder in die bedeutungsvolle Gegenwart zurück.

Anleitung zur graphischen Ermittlung der Flugbahn eines Geschosses. Von Ernst A. Brauer, Geh. Rat, Professor an der Techn. Hochschule zu Karlsruhe. 8^o. 75 S. Verlag der Hofbuchhandlung Friedrich Gutsch in Karlsruhe. Preis geh. M. 1,50.

Unter diesem Titel veröffentlicht der Verfasser den wesentlichen Inhalt eines Vortrags, den er im Herbst 1916 in einem Ingenieur-

verein gehalten hat. In erster Reihe dürfte das Schriftchen für technisch gebildete Kriegsteilnehmer Interesse haben, die sich vor neue ballistische Aufgaben gestellt sehen, zu deren Lösung die gebräuchlichen Schußtafeln nicht genügen. Das hier veröffentlichte Verfahren stellt aber so geringe Ansprüche an mathematische Kenntnisse, daß seine Anwendung auch Personen ohne technische Fachbildung in die Hand gegeben werden kann, wenn sie nur einige Übung im Gebrauch von Zirkel und Lineal besitzen.

Die Berechnung der Biege- und Torsionsfedern. Bearbeitet von Ingenieur W. Gerolsky. 8^o. 124 S. mit 47 Abb. und 44 Tafeln. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West. Preis geh. M. 6.

Das vorliegende Werk füllt eine Lücke in unserer sonst so reichhaltigen technischen Fachliteratur aus, und ist dasselbe sowohl für in der Praxis stehende Konstrukteure, Fabrikanten und Techniker als auch für Studierende bestimmt.

Wenn schon die Berechnung von Federn auf Grund der bekannten Formeln keine großen Schwierigkeiten bietet, so können die einzelnen Formelwerte je nach dem Verwendungszwecke der Federn sehr verschiedenartig sein und dürfen stets nur erprobte Erfahrungswerte solchen Berechnungen zugrunde gelegt werden.

Es wird daher derjenige, der nur von Zeit zu Zeit Federberechnungen auszuführen hat, infolge mangelnder Unterlagen meist über die Richtigkeit seiner Rechnungen im unklaren bleiben.

Im vorliegenden Werke ist diesen Umständen in weitgehender Weise Rechnung getragen, alle zur Federdimensionierung nötigen Werte sind eingehend und gemeinverständlich besprochen, und zeigen ausgeführte Berechnungsbeispiele den Weg zur schnellen und einwandfreien Berechnung. Der Konstrukteur wird ferner die zahlreichen Tabellen berechneter Federn (44 Seiten) begrüßen, die ihn in den Stand setzen, die für seine vorliegenden Konstruktionen am besten passenden Federn ohne Rechnung sofort entnehmen zu können.

Die Geisterkarthothek. Von C. F. Roth-Seefrid. 46 Seiten. Preis M. 2. Verlag: Hermann Lukaschik, München.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
AmL Lützow 6508.

Unser Mitglied, der Direktor der Technischen Staats-Lehranstalten zu Hamburg

Herr Professor Zopke,

ist am 25. August d. J. gestorben. Leider gelangte diese Trauernachricht verspätet zu unserer Kenntnis. Ein reiches Leben hat damit seinen Abschluß gefunden.

Professor Zopke wurde am 12. Juli 1866 geboren und bestand das Abiturium auf dem Luisenstädtischen Realgymnasium in Berlin unter Freisprechung von der mündlichen Prüfung. Auf der Technischen Hochschule Berlin studierte derselbe Maschineningenieurwesen und Elektrotechnik. Er legte die drei Staatsprüfungen für das Maschineningenieurwesen »mit Auszeichnung« ab, und erhielt den Staatspreis des Jahres 1890. Nach Ableistung der Militärdienstpflicht wurde er als Bauführer in der vorgeschriebenen Weise ausgebildet und war fast ein Jahr zu der Maschinenbauanstalt von C. Hoppe, Berlin, zu Konstruktionsarbeiten für die Schleusenmaschinen des Nord-Ostseekanals beurlaubt.

Später war er 2 Jahre bei Herrn Geheimrat Prof. Dr. Reuleaux als Honorarassistent im Entwerfen von Maschinenelementen und später ein Jahr als ständiger sogenannter erster Assistent für Maschinenelemente und Kinematik an der Technischen Hochschule in Berlin tätig. Im Jahre 1892 beteiligte er sich an der vom Verein Deutscher Maschinen-Ingenieure ausgeschriebenen Beuth-Konkurrenz und erhielt hierfür den ersten Preis sowie die goldene Beuthmedaille.

Im Sommer 1894 unternahm er als Regierungsbaumeister, durch ein Staatsstipendium unterstützt, eine Studienreise nach den Vereinigten Staaten, welche er mit einem umfangreichen Bericht an das Eisenbahn-Ministerium über die elektrischen Bahnen in Amerika abschloß. Aus dem Staatsdienst beurlaubt, trat er dann in die Dienste des Pioniers der elektrischen Bahnen in Nord-Amerika, Herrn E. H. Johnson in New York, und arbeitete an der Detaildurchbildung des Johnson-Lundell-Systems für Straßen- und Hauptbahnen. Hierauf wurde er Ende 1895 zum ordentlichen Professor und Leiter der Abteilung für Maschineningenieurwesen an die Georg

Washington Universität in Washington ernannt. Außerdem wurde ihm die Auszeichnung zu Teil, zum Nonresident Lecturer der Cornell-Universität in Ithaca, N. Y., ernannt zu werden.

Nach seiner Rückkehr aus den Vereinigten Staaten erbat er seine Entlassung aus dem preußischen Staatsdienst und war mehrere Jahre als Oberingenieur der Farbwerke vorm. Meister, Lucius & Brüning in Höchst a. M. tätig.

Von Höchst aus trat er in die Akt.-Ges. Mix & Genest. Telephon- und Telegraphen, Berlin, ein und wurde nach kurzer Zeit Direktor der Gesellschaft.

In Berlin gehörte er dem Verein Berliner Kaufleute und Industrieller als stellvertretender Vorsitzender und dem Berliner Kaufmannsgericht als Beisitzer und Mitglied des Ausschusses an und erhielt vom Minister des Innern ein Ehren Diplom für hervorragende Leistungen auf der Internationalen Ausstellung für Feuermelde- und Feuerrettungswesen. Nach 6½-jähriger Tätigkeit in der Akt.-Ges. Mix & Genest trat er als Direktor in die Düsseldorfer Maschinenbau-A.-Ges. vorm. J. Losenhausen, Düsseldorf, ein, wo er bis zur Berufung nach Hamburg tätig war.

Sein außergewöhnlich großes Organisationstalent und sein großes Wissen auf den verschiedensten Gebieten der Technik befähigten ihn, in den von ihm als Direktor geleiteten staatlichen technischen Lehranstalten mustergültige Einrichtungen zu schaffen und den Anstalten durch Großzügigkeit seiner Pläne und Energie ihrer Ausarbeitung weite Entwicklungsmöglichkeiten zu geben. Mit großem Weitblick hat der Verstorbene die Bedeutung des technischen Vorlesungswesens, dessen Entstehung seiner Tatkraft zu verdanken ist, für Industrie, Handel und Gewerbe Hamburgs erkannt und es in unermüdlicher Tätigkeit zu heben und auszubauen versucht. In ihm schied ein rastloser Arbeiter und ein von edelsten Zügen erfüllter Mensch, dessen Namen bei der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt stets in Ehren genannt sein wird.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin. NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3. Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor a. d. Kgl. Technischen Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Leutnant a. D. Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Privatdozent an der Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTERING

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLIKOWSKY

Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Strasbourg, z. Z. Wien, K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - a-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn. Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing. Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

26. Oktober 1918.

Heft 19 und 20.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee.«

INHALT:

Die Biegelinie des vollkommen elastischen Stabes infolge Längskraft und Querbefastung in der Nähe der Knicklast. Von Prof. Dr.-Ing. H. Reißner, Charlottenburg. S. 125.

Zur Knickfestigkeit der Tragflächenholme. Von Ing. Dr. techn. J. Ratzersdorfer, Wien. S. 131.

Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes. Von Ing. A. St. (Mit Tafel VIII.) S. 137.

Patentschau. S. 122.

Bücher-Besprechungen. S. 123.

Die Biegelinie des vollkommen elastischen Stabes infolge Längskraft und Querbefastung in der Nähe der Knicklast.

Von Prof. Dr.-Ing. H. Reißner, Charlottenburg.

Das Problem der gleichzeitigen Biegung durch Querbefastung und Knickung durch Längskraft tritt unter anderem in der Theorie der Nebenspannungen und in der Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme auf. Bisher ist dieses Problem nur für so kleine Durchbiegungen behandelt worden, daß man mit der bekannten Näherungstheorie der Biegelinie, welche das Quadrat des ersten Differentialquotienten gegen 1 vernachlässigt, auskam¹⁾, abgesehen von einem Ansatz der genaueren Formulierung, der von M. Lévy und Halphen²⁾ stammt.

Bei der Berechnung der Flugzeugholme nun, bei denen große Durchbiegungen aufzutreten pflegen und bei denen man mit der Längskraft oft in die Nähe der sog. Eulerschen

Knickkraft kommt, ergibt sich die grundsätzliche und praktische Wichtigkeit der Frage nach den Durchbiegungen und Spannungen in der Nähe dieser Knicklast, wo die oben erwähnte Näherungsrechnung unendlich große Werte liefert.

Da die analytische Behandlung auf elliptische, sehr un bequem zu handhabende Integrale führt, soll diese nur zur Auffindung gewisser Grenzfälle benutzt werden, dagegen sollen die Biegelinien hier graphisch mit Hilfe der Krümmungsradien aufgetragen und mit Hilfe eines von Rothe¹⁾ angegebenen Verfahrens auf genügende Genauigkeit geprüft werden.

Die Gleichung der Biegelinie.

Zu dem Zwecke werde zunächst die Gleichung der Biegelinie auf eine besonders bequeme Form gebracht.

Betrachtet werden möge ein ursprünglich gerader Stab vom Trägheitsmoment J des Querschnitts, Elastizitätsmodul E seines Materials, der Spannweite l und dem Biegungspeil δ im durchgebogenen Zustand. Derselbe sei durch eine zentrische Längskraft P und eine gleichförmige Querbefastung p auf die Längeneinheit belastet, die überall senkrecht zur gebogenen Stabachse wirken möge.

Nach Fig. 1 führen wir im Querschnitt x_1, y_1 die inneren Kräfte X, Y und das Biegemoment M ein, wo zunächst

¹⁾ R. Rothe, Zeitschr. f. Math. u. Phys. 1916, S. 90.

¹⁾ Handbuch d. Hütte, Aufl. 22, S. 579 u. 580. — Müller-Breslau, Stat. d. Baukonstruktion, Bd. II, Abt. 2, S. 287 ff. — H. Reißner, Jahrb. d. Wissenschaftl. Ges. f. Luftfahrt, 1916.

²⁾ Appell-Lacour, Principes de la théorie des fonctions Elliptiques et Applications.

die x_1 -Achse mit der Längskraft P , die y_1 -Achse mit einer der Auflagersenkrechten zusammenfällt.

Die Gleichgewichtsbedingungen z. B. an dem linken abgeschnittenen Stabteil vom Auflager bis zum betrachteten Querschnitt liefern dann:

$$X = \int p \, dy_1 - P = p \left(y_1 - \frac{P}{p} \right)$$

$$Y = \int p \, dx_1 - Q = p \left(x_1 - \frac{l}{2} \right).$$

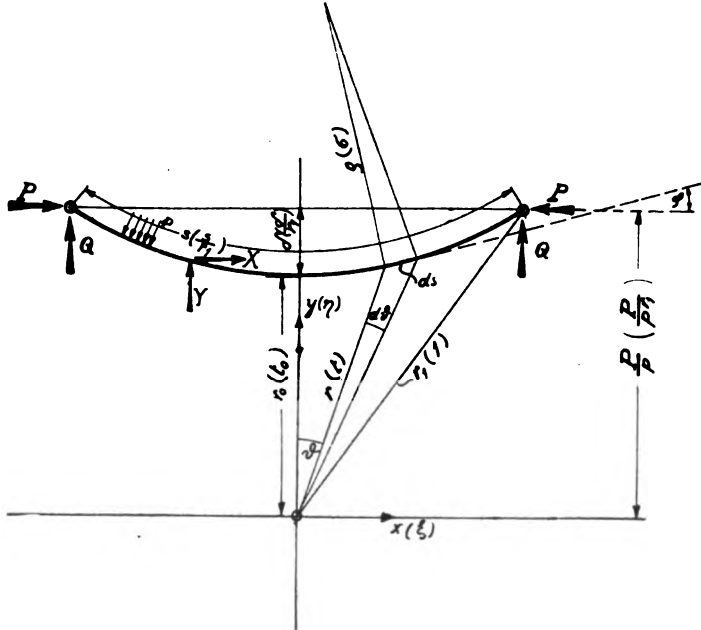


Fig. 1.

Man sieht also, daß man den Anfangspunkt von $\frac{P}{p}$ nach unten, d. h. in der Richtung der Querkraft, und um $\frac{l}{2}$ nach rechts verschieben kann und dadurch erreicht, daß die Gleichungen werden

$$X = -p y$$

$$Y = p x,$$

so daß also ihre Resultante senkrecht auf dem Radiusvektor steht und die Größe hat:

$$R = \sqrt{X^2 + Y^2} = p r$$

und am Auflager:

$$R_1 = p r_1 \text{ wo } r_1^2 = \left(\frac{P}{p} \right)^2 + \frac{l^2}{4}.$$

Das Drehmoment von R in Bezug auf den neuen Anfangspunkt ist demnach

$$M_0 = p r^2$$

und das Biegemoment im betrachteten Querschnitt

$$M = p (r_1^2 - r^2) + \int_{r_1}^r (p \, dx \cdot x + p \, dy \cdot y) = \frac{p}{2} (r_1^2 - r^2) \quad (1)$$

Damit wird die Gleichung der Biegelinie

$$\frac{E J}{\rho} = M = \frac{p}{2} (r_1^2 - r^2) \quad (2)$$

wobei der Krümmungsradius positiv sei, wenn er auf der entgegengesetzten Seite des Anfangspunktes liegt.

Es ist zweckmäßig, Rechnung und Zeichnung in dimensionslosen Größen durchzuführen und zu diesem Zweck neue Koordinaten einzuführen in der Form

$$y = r_1 \eta \quad x = r_1 \xi \quad r = r_1 t \quad \frac{dy}{dx} = \frac{d\eta}{d\xi}$$

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{d^2 \eta}{d\xi^2} \frac{1}{r_1} \quad \rho = r_1 \sigma,$$

wonach ξ und η die Koordinaten, t der Radiusvektor und σ der Krümmungsradius in einem Koordinatensystem, welches

in der Tiefe $t_0 = +\frac{\delta}{r_1} = \frac{P}{p r_1}$ unter der Kraftlinie liegt, darstellen und der Radiusvektor zu den Auflagerpunkten $t_1 = 1$ ist.

Setzt man zur Abkürzung $q = \frac{p r_1^3}{2 E J}$, so lautet die Gleichung der Biegelinie

$$\sigma = \frac{1}{q (1 - t^2)} \quad (2a)$$

Für Beispiele aus der Praxis dürfte $r_1 = \sqrt{\frac{P}{p} + \frac{l^2}{4}}$ etwa die Größenordnung 20 m und q die Größenordnung 100 haben (q ist die Krümmung, die an der Stelle, wo die Biegelinie durch den Anfangspunkt hindurchgehen würde, sich einstellen müßte).

Die graphische Integration.

Die zunächstliegende Aufgabe ist nun die, für gegebene Bogenlänge s die Form der Biegelinie zu ermitteln, wenn auch P , p , E und J gegeben sind.

Es ist aber, um bequemer zu erfüllende Grenzbedingungen zu haben, zweckmäßiger, von dem Parameter $q = \frac{p r_1^3}{2 E J}$ und von dem Radiusvektor t_0 in der Symmetrieachse auszugehen und die übrigen Größen, d. h. die Form der Biegelinie, die Bogenlänge s , die Spannweite l und die Durchbiegung δ aus dem Ergebnis abzulesen. Dabei ist als Grenzbedingung zu beachten, daß der Angriffspunkt der Längskraft dort erreicht wird, wo $t = 1$ und damit die Krümmung Null wird.

Man sieht leicht ein, daß Anfangswerten von $t_0 < 1$ Biegelinien, die in Belastungsrichtung durchgebogen sind, entsprechen, während Werte von $t_0 > 1$ den entgegengesetzten Fall ergeben.

Demgemäß wurden zunächst die folgenden Tabellen für den Krümmungsradius σ in Abhängigkeit vom Radiusvektor t berechnet, wobei aber die σ nicht für die Endwerte sondern für die Mittelwerte der Intervalle t genommen wurden.

t	t_m^2	$\sigma_{t_m}^{n+1} = \frac{1}{q (1 - t_m^2)}$		
		$q = 50$	$q = 100$	$q = 200$
0,75				
0,80	0,6006	0,0501	0,0250	0,0125
0,85	0,7225	0,0721	0,0360	0,0180
0,90	0,8556	0,1385	0,0693	0,0346
0,95	0,9409	0,3384	0,1692	0,0846
0,99	0,9851	1,3383	0,6691	0,3346
0,995	0,9930	2,8621	1,4311	0,7155
0,998	0,9980	10,0050	5,0025	2,5013
1,0				
1,05	1,0506	-0,3951	-0,1975	-0,0988
1,10	1,1556	-0,1285	-0,0643	-0,0321
1,15	1,2656	-0,0753	-0,0376	-0,0188
1,20	1,3806	-0,0525	-0,0263	-0,0131
1,25	1,5006	-0,0400	-0,0200	-0,0100

Es wurden nun für $q = 50$, 100 und 200 die Kurven mit den Anfangswerten $t_0 = 0,75$, 0,9 und 0,95 gezeichnet. Fig. 2 bis 10. Dabei stellte sich heraus, daß man nur mit Werten von t_0 sehr nahe an 1 den Wert $t = 1$ überhaupt erreicht, so daß sich für die Werte $t_0 = 0,75$ lauter endlose, sich fortwährend überschneidende Kurven ergeben, dann folgen für größere t_0 Biegelinien, die erst nach Überschneidung auf $t = 1$ kommen, dann solche mit zusammenstoßenden Enden $t = 0$ und schließlich die technisch wichtigen Kurven mit positiver Spannweite l .

Ferner noch die weitere Tabelle:

t	t_m^2	$\sigma_n^{n+1} = \frac{1}{q(1-t_m^2)}$		
		$q = 50$	$q = 100$	$q = 200$
0,75	0,5776	0,0473		
0,77	0,6084	0,0511		
0,79	0,6400	0,0556		
0,81	0,6724	0,0610		
0,83	0,7056	0,0679		
0,85				
0,80	0,6806	0,0313		
0,85				
0,9	0,8281	0,1163	0,0582	0,0291
0,92	0,8742	0,1590	0,0795	0,0397
0,95	0,9216	0,2551	0,1276	0,0638
0,97	0,9604	0,5050	0,2525	0,1263
0,99				
1,20	1,4209	-0,0475	-0,0238	-0,0119
1,184	1,3853	-0,0519	-0,0260	-0,0130
1,170				
1,09	1,1718	-0,1164	-0,0582	-0,0291
1,075	1,1289	-0,1552	-0,0776	-0,0388
1,05	1,0712	-0,2808	-0,1404	-0,0702
1,02	1,0201	-0,9950	-0,4975	-0,2488
1				

Auch die mit $t_0 = > 1$, nämlich mit $t_0 = 1,05, 1,09$ und $1,2$ für $q = 200$ gezeichneten Kurven (Fig. 8, 9 und 10) haben das Kennzeichnende, daß sie für kleine Werte von t_0 offene, für mittlere überschneidende Biegungslinien und für große Werte endlose Wicklung zeigen.

Wo die Grenze zwischen endlichen bzw. mit Wendepunkten versehenen und endlosen Kurven liegt, wird weiter unten genauer angegeben werden.

Die Nachprüfung der Zeichnung.

Das benutzte zeichnerische Verfahren bedarf naturgemäß einer Prüfung auf Zeichenfehler bzw. einer Korrektur.

Gerade für Konstruktionen mit Hilfe des Krümmungsradius hat nun Rothe ein konvergentes Korrektungsverfahren angegeben, das, hier angewendet, zeigt, daß die erste Lösung schon innerhalb der erforderlichen technischen Genauigkeit bleibt.

Es wird nämlich nach Rothe aus der ersten, mit Hilfe der Krümmungsradien gezeichneten Kurve die Tangenten-neigung $\frac{d\eta}{d\xi} = \tan \varphi$ bzw. $(1 + \eta'^2)^{3/2} = 1/\cos^3 \varphi$ entnommen und daraus $\eta'' = q(1 - t^2)(1 + \eta'^2)^{3/2}$, d. h. mit Hilfe der ursprünglichen Gleichung der Biegungslinie errechnet und aufgetragen. Aus η'' läßt sich dann durch eine zweimalige, mechanische Integration oder mit Hilfe eines Seilpolygons nochmals η gewinnen und mit den Werten η der ersten Kurve vergleichen.¹⁾ Dies geschah mit allen offenen, sich nicht über-

¹⁾ Die erste Methode bedingt eine Inhaltsbestimmung zuerst der η'' -Kurve von einem Auflagerpunkt bis zur jeweiligen Abszisse; die Inhalte geben die η' , diese werden als Ordinaten auf ihrer

schnellenden Kurven (siehe die Figuren) und zeigte, wie auf den Figuren ersichtlich, befriedigende Übereinstimmung, so daß eine Wiederholung des Verfahrens für überflüssig gehalten wurde.

Eine weitere Kontrolle der Kurven und die Auffindung der oben erwähnten Grenze zwischen offenen und endlosen Kurven ergibt sich aus den beiden unten abgeleiteten, übrigens schon bekannten Differentialbeziehungen, welche sonst dazu dienen, das Problem auf elliptische Funktionen zurückzuführen.

Nach Fig. 1 läßt sich das statische Moment eines Bogen-differentials in Bezug auf den Anfangspunkt der Koordinaten erstens in Radiusvektor t und Polarwinkel ϑ und zweitens in rechtwinkligen Koordinaten und Kontingenzwinkel φ ausdrücken, nämlich:

$$-t^2 \frac{d\vartheta}{ds} = \xi \sin \varphi - \eta \cos \varphi$$

oder

$$\begin{aligned} -\frac{d^2 t^2 \frac{d\vartheta}{ds}}{ds} &= (\xi \cos \varphi + \eta \sin \varphi) \frac{d\varphi}{ds} \\ &= \left(\xi \frac{d\xi}{ds} + \eta \frac{d\eta}{ds} \right) \frac{1}{\sigma} = t \frac{dt}{ds} \frac{1}{\sigma}. \end{aligned}$$

Die Gleichung der Biegungslinie (2a) wird damit:

$$\frac{1}{\sigma} = \frac{2 d \left(t^2 \frac{d\vartheta}{ds} \right)}{d(t^2)} = -q(1 - t^2)$$

und damit

$$t^2 \frac{d\vartheta}{ds} = -\frac{q}{2} t^2 \left(1 - \frac{t^2}{2} \right) + c$$

Für $t = t_0$ ist nach Fig. 1 $t \frac{d\vartheta}{ds} = 1$ und daraus

$$c = t_0 + \frac{q}{2} t_0^2 \left(1 - \frac{t_0^2}{2} \right)$$

$$t^2 \frac{d\vartheta}{ds} = t_0 + \frac{q}{2} \left[t_0^2 - t^2 - \frac{1}{2} (t_0^4 - t^4) \right]$$

oder

$$ds = \frac{t^2 d\vartheta}{t_0 + \frac{q}{2} \left[t_0^2 - t^2 - \frac{1}{2} (t_0^4 - t^4) \right]} \quad (3)$$

Diese Formel kann z. B. dazu dienen, die Biegungslinie aus Bogenelementen schrittweise aufzuzeichnen. Sie zeigt aber auch, in welchen weiteren Punkten außer $t = t_0$ der Radiusvektorkreis die Kurve tangiert (entweder jenseits $t = 1$ oder, wenn $t = 1$ gar nicht erreicht wird), nämlich wenn $\frac{td\vartheta}{ds} = \pm 1$ ist. Z. B. bei $t_0 = 0,75, q = 100, t = 0,801$ übereinstimmend mit Zeichnung. Fig. 5.

Fragt man nun nach der Grenze, an der der Radiusvektorkreis gerade für $t = 1$ tangiert, an der es also gerade noch Auflagerpunkte gibt, so erhält man durch eine Gleichung vierten Grades diejenigen t_0 , die zu einem gewissen q gehören oder bequemer eine lineare Gleichung für den Parameter q bei vorgeschriebenen t_0 , nämlich für $td\vartheta/ds = -1$

$$q = 4 \frac{1 + t_0}{(1 - t_0^2)^2} \quad (4)$$

Z. B. gehören zu $t_0 = 0,75, 0,8$ und $0,9$ die Parameterwerte $q = 36,57; 55,56$ und $210,53$, zu denen auch in Fig. 11 die Biegungslinien gezeichnet und hier dargestellt wurden, die freilich keine genauen Auflagerpunkte $t = 1$ liefern, da dort die Schnitte zu flach werden.

Ferner wurde der Übergang von offenen zu kreuzenden Kurven ($l = 0$) bei $t_0 = 1,09, q = 200$ gefunden. Siehe Fig. 9.

Abszisse aufgetragen und das Verfahren wiederholt. Die Inhaltsbestimmung erfolgt zweckmäßig durch Streifenbildung oder Planimetrierung. Die zweite Methode benutzt die Gleichung der Seillinie $\eta'' = p/H$, wo H der Horizontalzug und p eine gedachte Belastung, welche in diesem Falle gesetzt wird $p = H \cdot q(1 - t^2)(1 + \eta'^2)^{3/2}$. Man zeichnet nun das Seilpolygon, indem die stetige Belastung p in eine unstetige von Belastungsstreifen verwandelt wird, und wählt die Polweite H so, daß ein geschickter Maßstab entsteht.

Aus Gleichung (3) läßt sich nun auch sofort das elliptische Integral angeben, auf welches sich das Problem zurückführen läßt. Aus

$$ds^2 = dt^2 + t^2 d\vartheta^2$$

folgt nämlich

$$t^2 = t_0^2 \left(\frac{dt}{ds} \right)^2 + t^4 \left(\frac{d\vartheta}{ds} \right)^2$$

und aus (3) dann

$$t^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{d(t^2)}{ds} \right)^2 + \left[\frac{q}{2} \left\{ t_0^2 - t^2 - \frac{1}{2} (t_0^4 - t^4) \right\} + t_0 \right]^2$$

und daraus das elliptische Integral:

$$ds = \frac{\frac{1}{2} d(t^2)}{\sqrt{t^2 - \left[\frac{q}{2} \left\{ t_0^2 - t^2 - \frac{1}{2} (t_0^4 - t^4) \right\} + t_0 \right]^2}} \quad (5)$$

Auch diese Formel kann zur schrittweisen Zeichnung der Kurve aus den Bogenelementen und Radienvektoren benutzt werden.

Der Radiusvektor tangiert die Biegungslinie, wo $ds = dt$ oder $d\vartheta = 0$ ist, also aus (3) oder (5), wenn

$$t_t^2 - 1 = \pm \sqrt{(t_0^2 - 1)^2 - \frac{4 t_0}{q}}$$

ist.

Für die gezeichneten Kurven wurden diese Radienvektoren t_t berechnet und mit den eingezeichneten tangierenden Vektoren in guter Übereinstimmung gefunden.

Ergebnis.

Aus den gezeichneten Kurven wurden nun die folgenden Werte abgemessen bzw. aus abgemessenen Werten gerechnet, wobei nur die Ergebnisse für die technisch wichtigen durchhängenden Kurven mitgeteilt werden mögen.

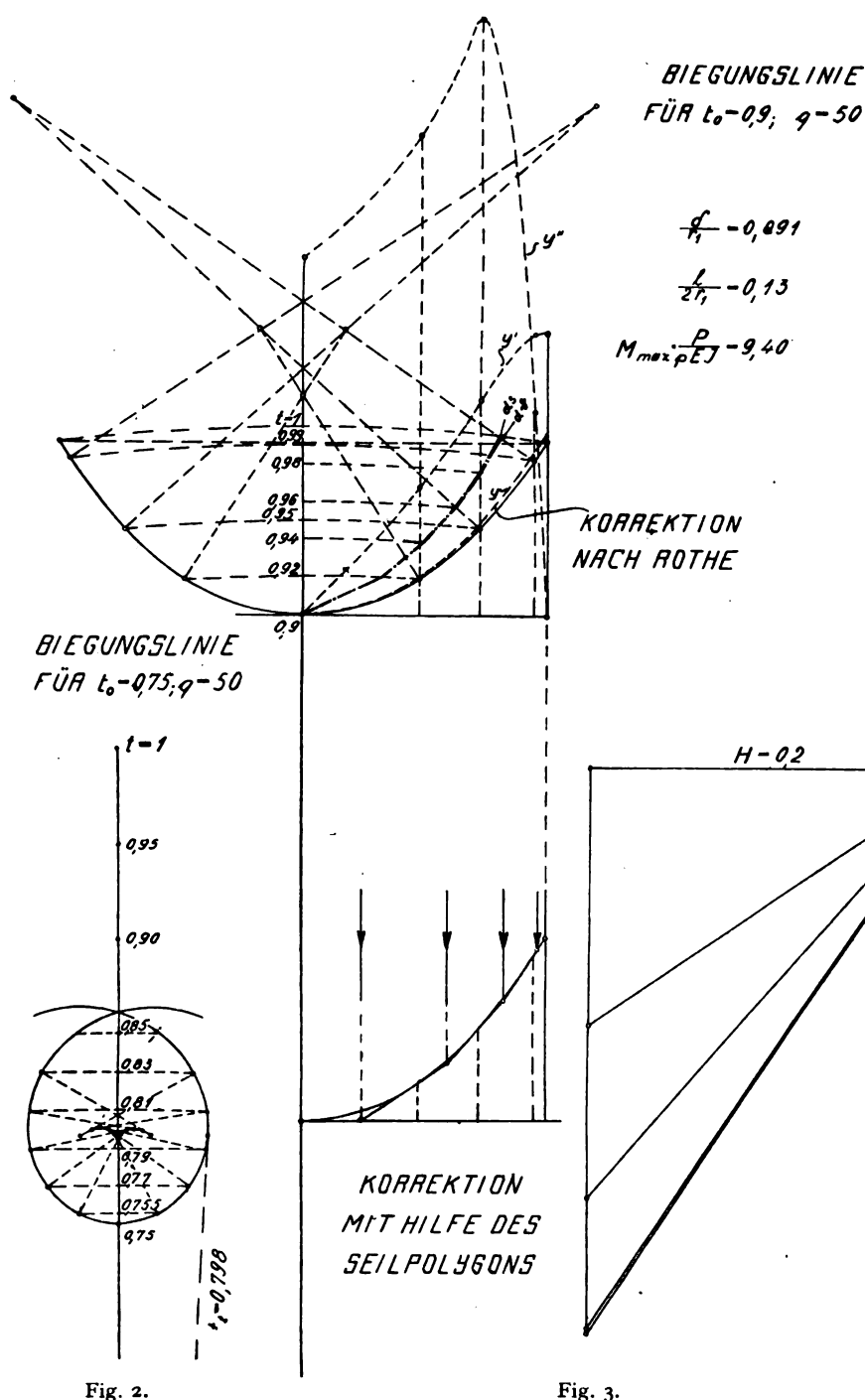


Fig. 2.

Fig. 3.

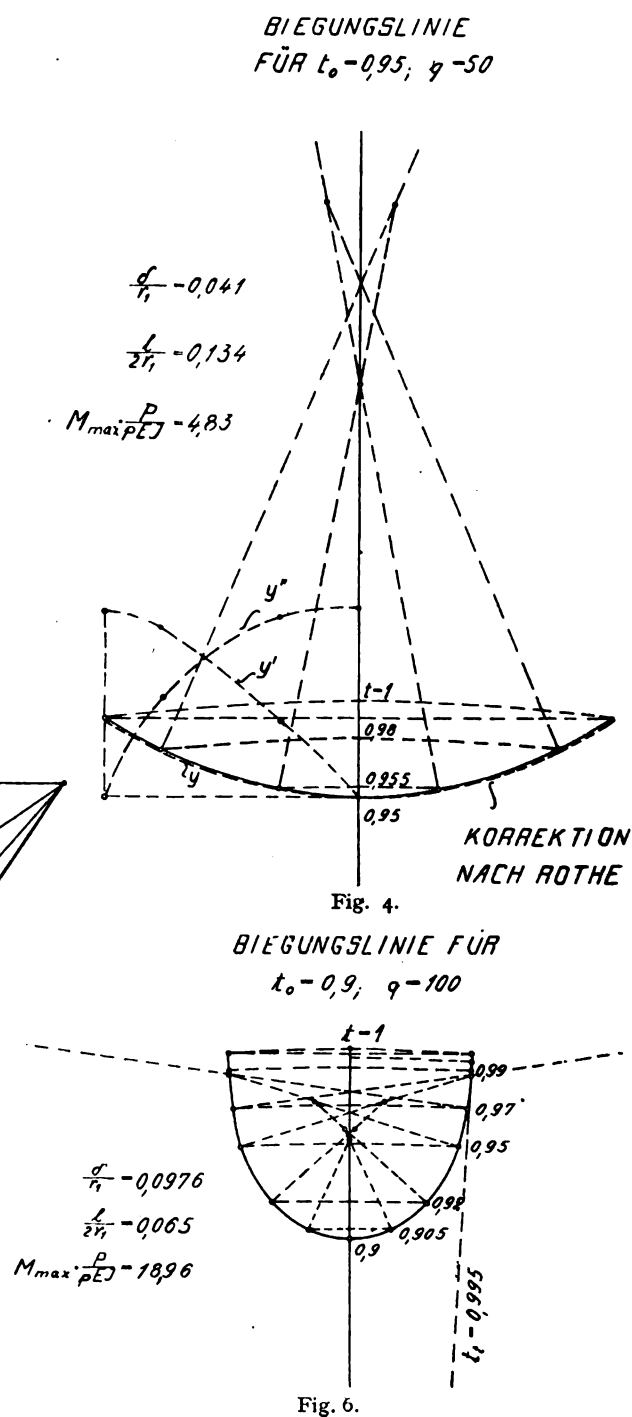
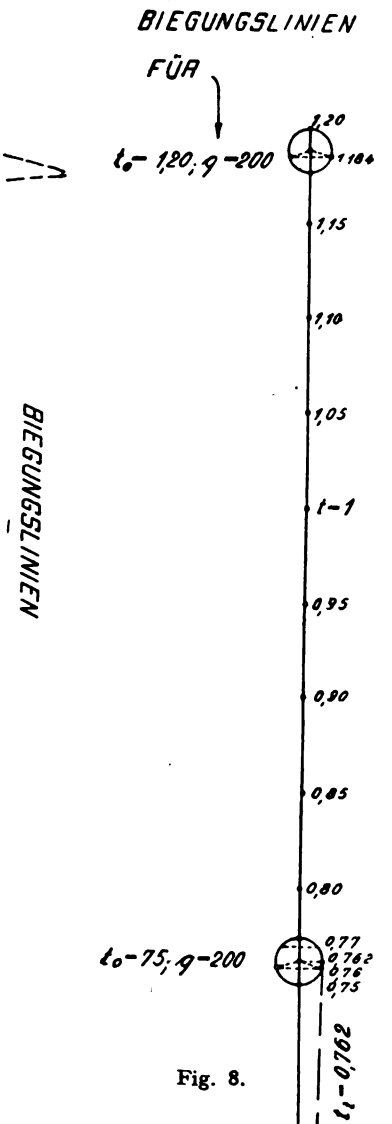
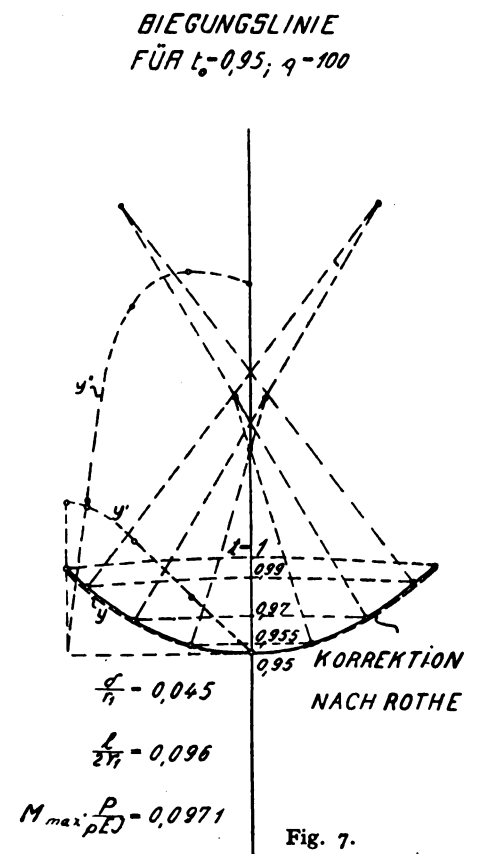
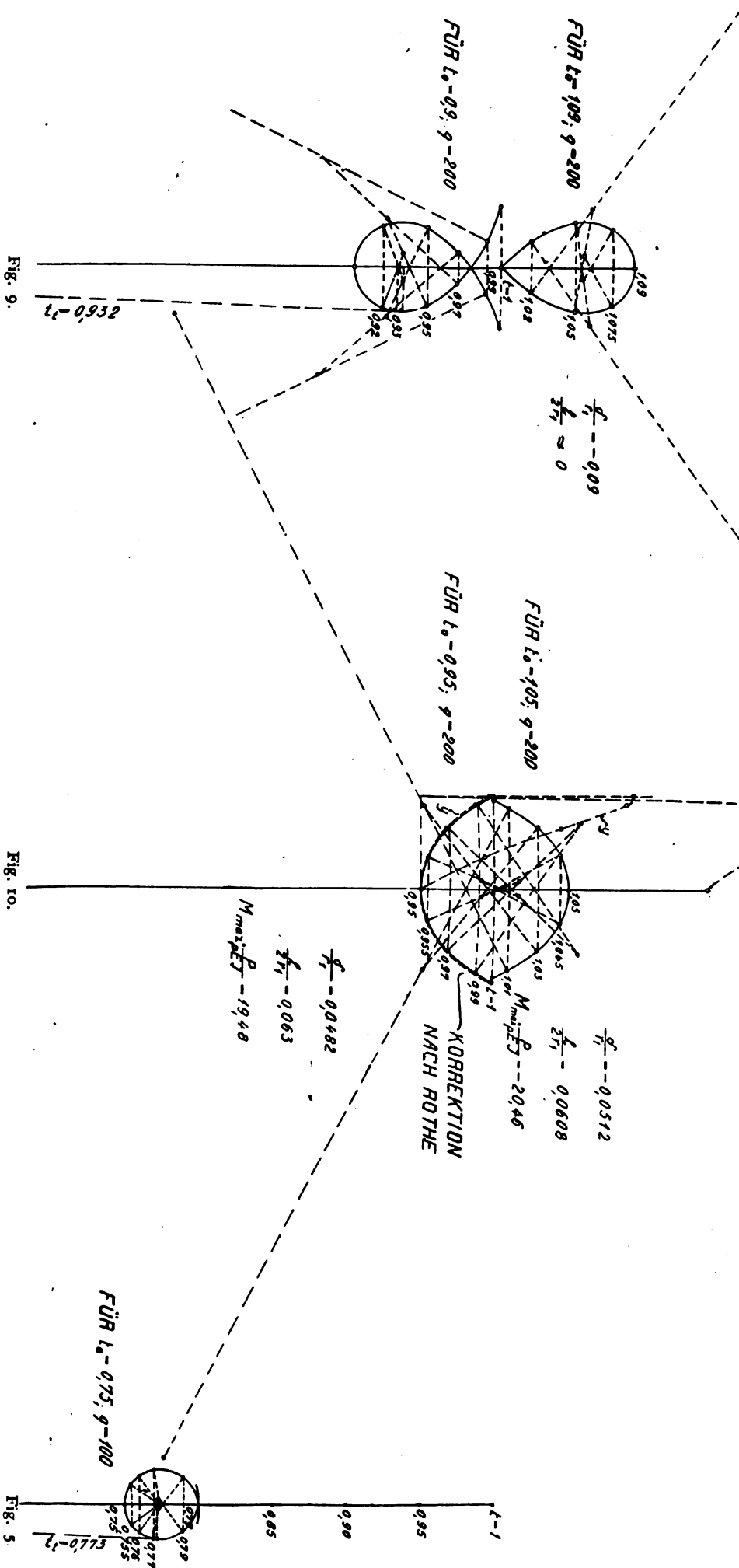


Fig. 4.

Fig. 6.



	$q = 50$	$q = 100$	$q = 200$
$t_0 = 0,9$	$\frac{P}{p r_1} = 0,991$ $\frac{s}{k} = 3,29$ $M_{\max} \frac{P}{p E J} = 9,40$	0,9976 3,61 18,96	
$t_0 = 0,95$	$\frac{P}{p r_1} = 0,991$ $\frac{s}{k} = 2,79$ $M_{\max} \frac{P}{p E J} = 4,83$	0,995 3,10 9,71	0,9982 3,32 19,48

GRENZ-BIEGUNGSLINIEN

FÜR

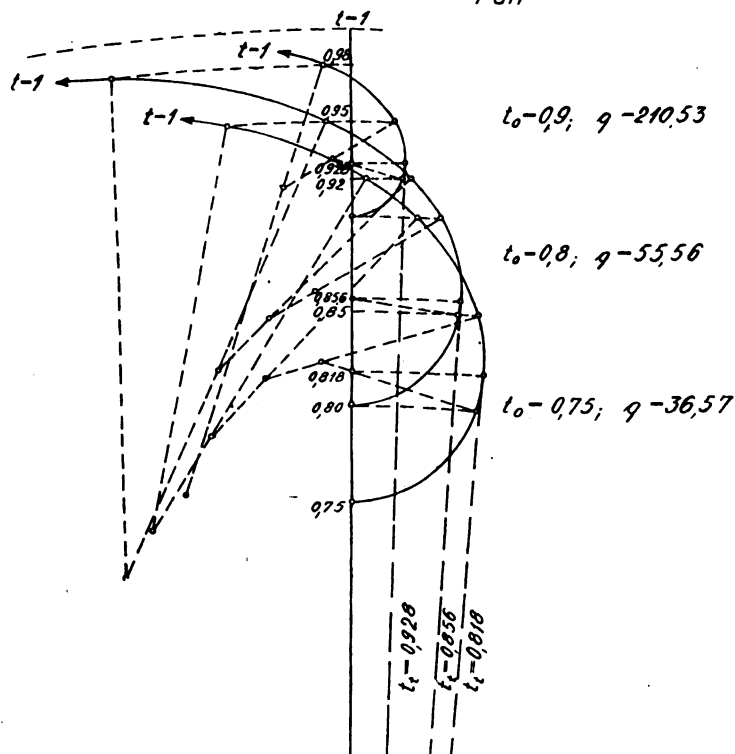


Fig. 11.

Hierin bedeuten:

 s die der Spannweite entsprechende Bogenlänge,

$$k = \sqrt{\frac{EJ}{P}}$$

 M_{\max} das Biegemoment in Stabmitte.

Die obige Ablesung aus den Kurven kann geschehen wie folgt: Der Abstand von der Kraftachse ($t = 1$) bis zum Anfangspunkt ist $\frac{P}{p r_1}$. Dividiert man diesen Wert durch den ebenfalls ablesbaren $\frac{s}{r_1}$ so erhält man $\frac{P}{p s}$; $\frac{l}{s}$ ist unmittelbar zu entnehmen.

$$\frac{s}{k} = s \sqrt{\frac{P}{EJ}}$$

setzt man wie folgt aus ablesbaren Werten und q zusammen:

$$s \sqrt{\frac{P}{EJ}} = \frac{s}{r_1} \sqrt{2 q \frac{P}{p r_1}}$$

Schließlich nach Formel (1)

$$M_{\max} = \frac{p}{2} (r_1^2 - r_0^2) = \frac{p r_1^2}{2} (1 - t_0^2)$$

$$\frac{M_{\max} P}{p E J} = \frac{P r_1^2}{2 E J} (1 - t_0^2) = \frac{P}{p r_1} q (1 - t_0^2) \quad (6)$$

Vergleich mit der Näherungstheorie.

Wichtig ist nun der zahlenmäßige Vergleich mit der Näherungstheorie und das Verhältnis zur Eulerschen Knickgrenze $\frac{s}{k} = \pi$.

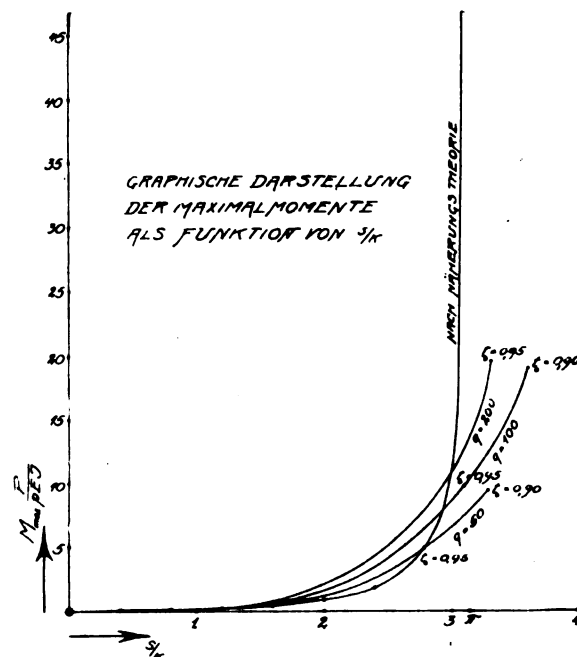


Fig. 12.

Aus der Näherungsgleichung der Biegelinie folgt:

$$\delta = \frac{p k^2}{P} \frac{2}{\cot^2 \frac{s}{4k} - 1} - \frac{p s^2}{8 P}$$

und da

$$M_{\max} = P \delta + \frac{p s^2}{8}$$

erhält man nach Einsetzung von δ

$$M_{\max} \frac{P}{p E J} = \frac{2}{\cot^2 \frac{s}{4k} - 1} \dots \dots \dots (6a)$$

Fig. 12 gibt mit $\frac{s}{k}$ als Abszisse und mit $M_{\max} \frac{P}{p E J}$ als Ordinate die beiden Formeln (6) und (6a) wieder.

Für kleine Werte von $\frac{s}{k}$ müssen beide zusammenfallen. Unsere Ergebnisse können aber das Gebiet kleiner $\frac{s}{k}$ nicht erreichen, weil die graphische Methode nur für Werte von $\frac{s}{k}$ in der Nähe der Knickgrenze sich eignet.

Man sieht, daß für große $\frac{s}{k}$ außer $\frac{s}{k}$ noch ein zweiter Parameter, hier

$$q = \frac{p r_1^2}{2 E J} = \frac{p \left(\sqrt{\left(\frac{P}{p} \right)^2 + \frac{p^2}{4}} \right)}{2 E J}$$

hinzukommen muß zur Kennzeichnung des Falles, wie ja auch ursprünglich zwei Parameter, nämlich

$$t_0 = \left(\frac{P}{p} - \delta \right) : \sqrt{\left(\frac{P}{p} \right)^2 + \frac{p^2}{4}}$$

und q benutzt wurden.

Nach 6 u. 6a wurden die Kurven für $M_{\max} \frac{P}{p E J}$ übereinander aufgetragen. Fig. 12. Sie zeigen, daß die Biegemomente in der Nähe der Knickgrenze erheblich kleiner sind und langsamer wachsen, als die Näherungstheorie vermuten ließe.

Eine besondere Rolle wie in der Näherungstheorie, dargestellt durch die bei $\frac{s}{k} = \pi$ ins Unendliche laufende Kurve, spielt die Knickgrenze $\frac{s}{k} = \pi$ des Stabes ohne Querbelastrung p nicht.

Zusammenfassung.

Die Gleichung der Biegelinie eines Stabes mit Längskraft und Querbelastrung wird durch geeignete Wahl der Koordinatenachsen in eine zur graphischen Behandlung besonders geeignete Form gebracht.

Die Biegelinie wird durch Aneinanderreihung von Krümmungskreisen mit zeichnerisch bequem zu erfüllenden Grenzbedingungen für verschiedene Parameterwerte l_0 und q aufgetragen.

Der Näherungsgrad des Verfahrens wird durch die Rothesche Methode der sukzessiven Näherungen geprüft und als befriedigend gefunden.

Es werden die zu erwartenden Klassen von offenen mit und gegen die Querbelastrung durchgebogenen Biegelinien, von sich überschneidenden, welche noch freie von der Längskraft angegriffene Enden haben, und von endlosen, zyklidenförmigen Biegelinien ohne freie Enden oder Wendepunkte dargestellt. Die Tabelle der charakteristischen Werte wird mit denen der Näherungstheorie in der Nähe der Knickgrenze verglichen.

Im ganzen darf diese Arbeit für praktische Anwendungen nur als eine vorbereitende angesehen werden, denn in Wirklichkeit hat man es in der Nähe der Knickgrenze gewöhnlich mit Spannungen zu tun, bei denen nicht nur der Elastizitätsmodul stark abgenommen hat, sondern sich auch bleibende Formänderungen einstellen.

Es müßte hier also so etwas Ähnliches wie eine Tetmayer'sche Formel geschaffen werden, welche für verschiedene Verhältnisse von P zu p , für ein oder mehrere Felder und für verschiedene Elastizitätsgrenzen die wirkliche Bruchsicherheit angibt. Davon sind wir noch ziemlich weit entfernt.

Zur Knickfestigkeit der Tragflächenholme.

Von Ing. Dr. techn. Julius Ratzersdorfer, Wien.

Die Tragflächenholme der Flugzeuge sind über mehrere Öffnungen durchlaufende Träger, die gleichzeitig längs- und querbelastrt sind. Sind die axialen Längskräfte Druckkräfte, so kann — ohne Rücksicht auf die Querlasten, die hierauf ohne Einfluß sind — das Gleichgewicht des Trägers ein labiles werden. Eine diesbezügliche Stabilitätsuntersuchung soll der eigentlichen Holmberechnung auf kombinierte Beanspruchung vorangehen, da man sonst nicht immer unterscheiden kann, ob man nicht bereits im Bereich oberhalb der ersten Knicklast ist.

Wir denken uns die Stützen des Stabes starr und in gleicher Höhenlage und jede Öffnung durch eine zentrische Druckkraft beansprucht. Durch Gleichsetzen der adäquaten Neigungswinkel der elastischen Linie an einer Zwischenstütze für die beiden angrenzenden Felder lassen sich — mit den Annahmen der üblichen Biegungstheorie — Dreimomentengleichungen vom Typ Clapeyrons aufstellen, homogene lineare Gleichungen zwischen drei aufeinanderfolgenden Stützenmomenten¹⁾. Es soll nun diese »Stetigkeitsbedingung« in

¹⁾ Siehe: Müller-Breslau, Graph. Statik der Baukonstr., II. Bd., 2. Abt., § 87. — Zimmermann, Die Knickfestigkeit des geraden Stabes mit mehreren Feldern. Sitzungsberichte der Kgl. preuß. Akad. d. Wissenschaften 1909. — Verfasser, Durchgehende Balken mit beliebig vielen Öffnungen, bei Beanspruchung durch längs- und querwirkende Kräfte. Eisenbau 1918.

einer für unsere Zwecke entsprechenden Weise hergeleitet werden.

Wir betrachten ein Feld von der Länge s_r , welches durch die Kraft S_r zentrisch gedrückt wird und an dessen unterstützten Enden ($r-1$ und r) die Momente M_{r-1} und M_r wirksam sind (Fig. 1). Das Feld beziehen wir nun auf ein rechtwinkliges Koordinatensystem, dessen x -Achse mit der

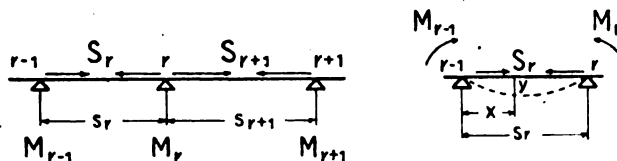


Fig. 1.

ursprünglichen Stabachse zusammenfällt und dessen Ordinaten y nach abwärts positiv gezählt werden. Dann ist das Biegemoment für einen beliebigen Punkt (x, y) , bei dem in der Figur angegebenen positiven Drehsinn der Momente, wenn die Abszissen von $r-1$ nach rechts gezählt werden,

$$M_x = M_{r-1} + \frac{M_r - M_{r-1}}{s_r} \cdot x + S_r \cdot y.$$

Die vereinfachte Differentialgleichung der elastischen Linie lautet mit unsern Annahmen bezüglich der positiven Werte von y und M

$$M = -EJ \frac{d^2 y}{dx^2}.$$

Setzt man $\frac{E_r J_r}{S_r} = k_r^2$, so ist die Differentialgleichung der Biegelinie:

$$k_r^2 \frac{d^2 y}{dx^2} + y = -\frac{1}{S_r} \left(M_{r-1} + \frac{M_r - M_{r-1}}{s_r} x \right)$$

und die Lösung hierzu:

$$y = A \cos \frac{x}{k_r} + B \sin \frac{x}{k_r} - \frac{1}{S_r} \left(M_{r-1} + \frac{M_r - M_{r-1}}{s_r} x \right) \quad (1)$$

woraus

$$y' = -\frac{A}{k_r} \sin \frac{x}{k_r} + \frac{B}{k_r} \cos \frac{x}{k_r} - \frac{M_r - M_{r-1}}{S_r s_r} \quad (2)$$

folgt.

Das Biegemoment ergibt sich nun in der Form

$$M_x = S_r \left(A \cos \frac{x}{k_r} + B \sin \frac{x}{k_r} \right) \quad (3)$$

Die Konstanten A und B sind daraus bestimmt, daß für $x = 0$ und für $x = s_r$, $y = 0$ ist. Mit $\alpha_r = \frac{s_r}{k_r}$ erhält man:

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{M_{r-1}}{S_r} \\ B \sin \alpha_r &= \frac{M_r - M_{r-1} \cos \alpha_r}{S_r} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Für $x = s_r$ ist $y' = y'_r$ und mithin aus (2) unter Beachtung von (4):

$$y'_r \sin \alpha_r = \frac{M_{r-1}}{S_r s_r} (-\alpha_r + \sin \alpha_r) + \frac{M_r}{S_r s_r} (\alpha_r \cos \alpha_r - \sin \alpha_r).$$

Für das $(r+1)$ te Feld gilt analog, wenn wir die Abszissen x von $r+1$ nach links zählen:

$$\begin{aligned} -y'_r \sin \alpha_{r+1} &= \frac{M_{r+1}}{S_{r+1} s_{r+1}} (-\alpha_{r+1} + \sin \alpha_{r+1}) + \\ &+ \frac{M_r}{S_{r+1} s_{r+1}} (\alpha_{r+1} \cos \alpha_{r+1} - \sin \alpha_{r+1}). \end{aligned}$$

Somit lautet die Stetigkeitsbedingung:

$$\frac{M_{r-1}}{S_r s_r} \cdot \sin \alpha_{r+1} (\alpha_r - \sin \alpha_r) +$$

$$+ M_r \left[\frac{1}{S_r s_r} \sin a_{r+1} (\sin a_r - a_r \cos a_r) + \right. \\ \left. + \frac{1}{S_{r+1} s_{r+1}} \sin a_r (\sin a_{r+1} - a_{r+1} \cos a_{r+1}) \right] + \\ + \frac{M_{r+1}}{S_{r+1} s_{r+1}} \sin a_r (a_{r+1} - \sin a_{r+1}) = 0$$

und mit den Abkürzungen

$$\left\{ \begin{array}{l} \sin a_{i-1} (a_i - \sin a_i) = m_i' \\ \sin a_{i+1} (a_i - \sin a_i) = m_i'' \end{array} \right\} \left\{ \begin{array}{l} \sin a_{i-1} (\sin a_i - a_i \cos a_i) = n_i' \\ \sin a_{i+1} (\sin a_i - a_i \cos a_i) = n_i'' \end{array} \right\} \dots (5)$$

$$M_{r-1} \cdot \frac{m_r''}{S_r s_r} + M_r \left[\frac{n_r''}{S_r s_r} + \frac{n_{r+1}'}{S_{r+1} s_{r+1}} \right] + M_{r+1} \frac{m_{r+1}'}{S_{r+1} s_{r+1}} = 0 \dots (6)$$

Setzt man

$$1 - a \cotg a = v', \quad \frac{a}{\sin a} - 1 = v'' \dots (5')$$

so kann man die Stetigkeitsbedingung auch in der Form aufstellen:

$$M_{r-1} \frac{v_r''}{S_r s_r} + M_r \left[\frac{v_r'}{S_r s_r} + \frac{v_{r+1}'}{S_{r+1} s_{r+1}} \right] + M_{r+1} \frac{v_{r+1}''}{S_{r+1} s_{r+1}} = 0 \dots (6')$$

Es lassen sich nun soviel Gleichungen (6) (oder (6')) ansetzen, als Zwischenstützen vorhanden sind. Da die Momente über den Endstützen Null sind, besteht somit Gleichzahl zwischen den verfügbaren Gleichungen und den unbekannten Stützenmomenten. Diese können nur dann von Null verschiedene Werte annehmen, wenn die Nennerdeterminante des Gleichungssystems (6) Null ist. Das Nullsetzen der Nennerdeterminante bildet die allgemeinste Knickbedingung des durchlaufenden Trägers.

Wir wollen nun zwei Sonderfälle, welche für die Holme vielfach in Betracht kommen, eingehender untersuchen.

I. Kontinuierlicher Träger über zwei Öffnungen (Fig. 2).

Die Endstützenmomente M_0 und M_2 sind Null. Daher ist die Knickbedingung

$$\frac{1}{S_1 s_1} \sin a_2 (\sin a_1 - a_1 \cos a_1) + \\ + \frac{1}{S_2 s_2} \sin a_1 (\sin a_2 - a_2 \cos a_2) = 0 \quad (7)$$

Eine Lösung der Gleichung (7) ist $\sin a_1 = \sin a_2 = 0$, d. h. $a_1 = a_2 = \pi$. Ein Knickfall tritt also demzufolge ein, wenn jeder Stab durch seine Eulerlast für gelenkige Lagerung belastet ist. Hierbei ist auch das Stützenmoment $M_1 = 0$. Man kann allgemein aus dem Gleichungssatz (6) (oder (6')) schließen, daß, wenn $a = \pi$, für jede Öffnung erfüllt ist (Knickbedingung für den an beiden Enden drehbaren Stab), sämtliche Stützenmomente Null sind.

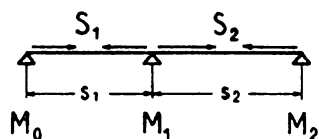


Fig. 2.

Wir schreiben, um die weiteren Lösungen der Knickgleichung zu erhalten, die Gleichung (7) mit den abkürzenden Bezeichnungen

$$\left. \begin{array}{l} \frac{k_2}{k_1} \frac{S_2}{S_1} = \sqrt{\frac{S_2 E_2 J_2}{S_1 E_1 J_1}} = \sqrt{\varrho} \\ \frac{a_1}{a_2} = \frac{k_2}{k_1} \frac{s_1}{s_2} = x \end{array} \right\} \dots (8)$$

in der folgenden Form an:

$$\sqrt{\varrho} \left(\frac{1}{a_1} - \cotg a_1 \right) + \left(\frac{1}{a_2} - \cotg a_2 \right) = 0 \dots (7')$$

Wir wollen nun (7') graphisch auflösen, indem wir, wie nachstehend gezeigt wird, zusammengehörige Werte von $\sqrt{\varrho}$ und x bestimmen.

Zunächst wird die Kurve $\frac{1}{x} - \cotg x$ in rechtwinkligen Koordinaten mit x als Ordinaten aufgetragen (Fig. 3). Dem Ast I schreiben wir die Bedeutung von a_1 zu, dem Ast II von a_2 . Für zwei Punkte gleicher Abszisse in I und II ist

$$\left(\frac{1}{a_1} - \cotg a_1 \right) = - \left(\frac{1}{a_2} - \cotg a_2 \right).$$

Wir übertragen den unteren Ast I symmetrisch nach I', um die entsprechenden Punkte leichter auffinden zu können (siehe 1 und 2 in Fig. 3). Zeichnet man statt der Kurve I' eine Kurve I'', deren Abszissen den $\sqrt{\varrho}$ fachen Wert der von I' haben, so gilt für Punkte gleicher Abszisse

$$\sqrt{\varrho} \left(\frac{1}{a_1} - \cotg a_1 \right) + \left(\frac{1}{a_2} - \cotg a_2 \right) = 0.$$

Diese Gleichung ist aber die Knickbedingung (7').

Man kann nun für nach (7') zusammengehörige Werte von a_1 und a_2 graphisch den Quotienten $x = \frac{k_2}{k_1} \frac{s_1}{s_2}$ bestimmen.

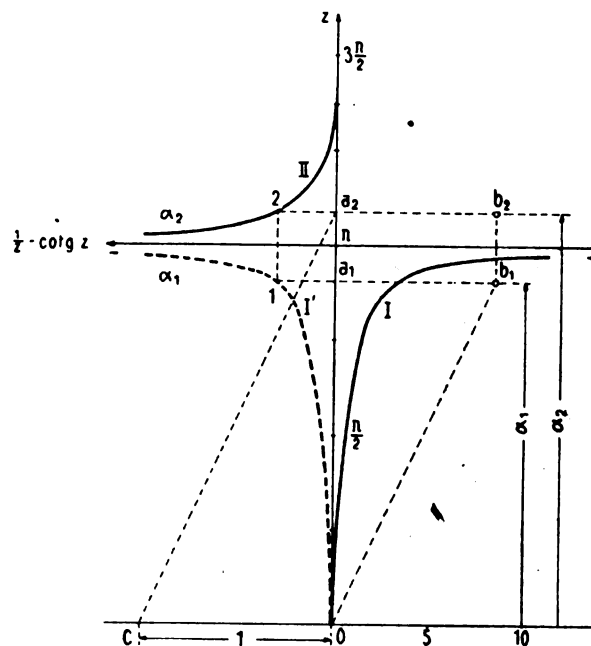


Fig. 3.

In Fig. 3 ist die Konstruktion für $\sqrt{\varrho} = 1$ eingezeichnet; aus der Ähnlichkeit der zwei Dreiecke coa_2 und oa_1b_1 (die Hilfsstrecke oe wurde gleich 1 gewählt, ob_1 parallel zu ca_2 gezogen)

folgt $a_2 : 1 = a_1 : a_1 b_1$, woraus $a_1 b_1 = \frac{a_1}{a_2}$ somit gleich x ist.

Auf diese Weise erhält man eine Kurve der Punkte b_1 , die für einen angenommenen Wert ϱ eine Beziehung zwischen a_1

und x angibt; ebenso bilden die Punkte b_2 die Kurve $a_2 \left(x = \frac{a_1}{a_2} \right)$.

In Figur 4 sind diese Kurven für $\varrho = 0,1, 0,5, 1, 2, 10$ und die Grenzwerte 0 und ∞ aufgetragen. Der Bereich der Abszissen x wurde hierbei von 0 bis 1 erstreckt; es ist dies ausreichend, sofern jener Stabteil als s_1 angesehen wird, für

den der Quotient $\frac{s}{k}$ den kleineren Wert hat. Für ein gegebenes x kann man nun a_1 und a_2 als Ordinaten aus Figur 4 entnehmen und die Knicklasten rechnen; es sind

$$S_1 = a_1^2 \frac{E_1 J_1}{s_1^3}, \quad S_2 = a_2^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^3} \dots (9)$$

In Figur 4 ist rechts der Ordinatenmaßstab derart gegeben, daß die abzulesende Ordinate \bar{a} jenen Wert bedeutet, mit dessen Quadrat man die Eulerlast $\pi^2 \frac{EJ}{s^2}$ multiplizieren muß, um die Knicklast zu erhalten. Also:

$$S_1 = \bar{a}_1^2 \cdot \pi^2 \frac{E_1 J_1}{s_1^2}, \quad S_2 = \bar{a}_2^2 \cdot \pi^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^2} \quad (9')$$

Der reziproke Wert von \bar{a} kann als Reduktionsfaktor der Länge aufgefaßt werden.

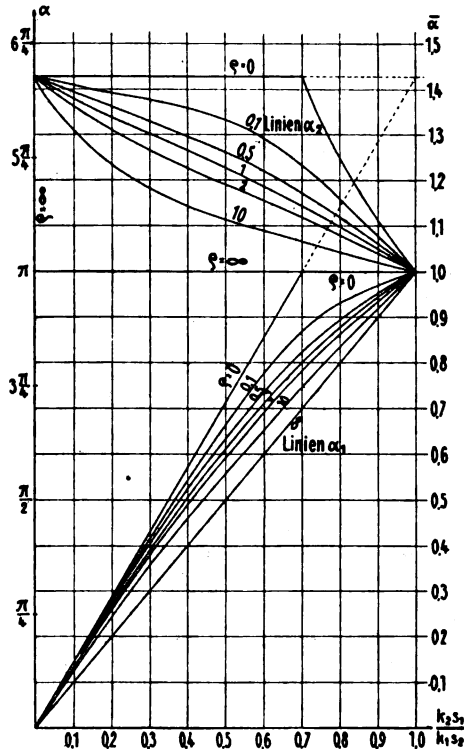


Fig. 4.

Für den Grenzfall $s_1 = 0$ und $s_2 \neq 0$ ist, wenn auch S_2 von Null verschieden ist, $\bar{x} = \frac{k_2 s_1}{k_1 s_2} = 0$. Aus Figur 4 ist ersichtlich, daß dann $\alpha_1 = 0$ ist und α_2 jenen Wert annimmt, der dem einseitig eingespannten Stab entspricht. Es bedeutet, wie vorauszusehen, $s_1 = 0$ (unendlich klein) eine einseitige Einspannung für den Stab s_2 .

Für $\bar{x} = 1$ ist $\bar{a}_1 = \bar{a}_2 = 1$ und somit sind die Knicklasten:

$$S_1 = \pi^2 \frac{E_1 J_1}{s_1^2}, \quad S_2 = \pi^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^2}.$$

Wir wollen noch eine Transformation der α -Kurven vornehmen, durch die die Anwendung einfacher sein dürfte. Die Ordinaten der Figur 4, werden beibehalten und neue Abszissen

$$\bar{x} = x \sqrt{\rho} = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \sqrt{\rho} = \frac{s_1}{E_1 J_1} : \frac{s_2}{E_2 J_2} \quad (10)$$

eingeführt. Die Ermittlung zusammengehöriger Werte von \bar{x} und α_1 bzw. α_2 erfolgt in der nämlichen Art wie früher.

Fig. 5 zeigt die Konstruktion für $\sqrt{\rho} > 1$. Es werden wieder die Äste I' (bzw. I' $\sqrt{\rho}$) und II der Kurve $\frac{1}{x} - \cotg x$ verzeichnet. Statt der Hilfsstrecke $\bar{oc} = 1$ wird nun $\bar{oc}' = \sqrt{\rho}$ angenommen; aus der Ähnlichkeit der Dreiecke $oc'a_2$ und oa_1b_1 folgt $\sqrt{\rho} : \alpha_2 = \bar{a}_1 b_1 : \alpha_1$, woraus $\bar{a}_1 b_1 = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \cdot \sqrt{\rho}$, also gleich \bar{x} ist. Die Punkte b_1 ergeben die α_1 -, die Punkte b_2 die α_2 -Linie. Auch hier genügt es, die Kurven bis zur Abszisse $\bar{x} = 1$ zu zeichnen, wenn wir jenen Stabteil als s_1 bezeichnen, für den der Quotient $s : EJ$ den kleineren Wert hat.

Für $\sqrt{\rho} < 1$ ist die Konstruktion der α -Kurven bis zum Schnittpunkt mit der Linie $x = \pi$, der bei $\bar{x} = \sqrt{\rho}$ liegt, dieselbe wie vorher. Zur Bestimmung der Teile von $\bar{x} = \sqrt{\rho}$ bis $\bar{x} = 1$

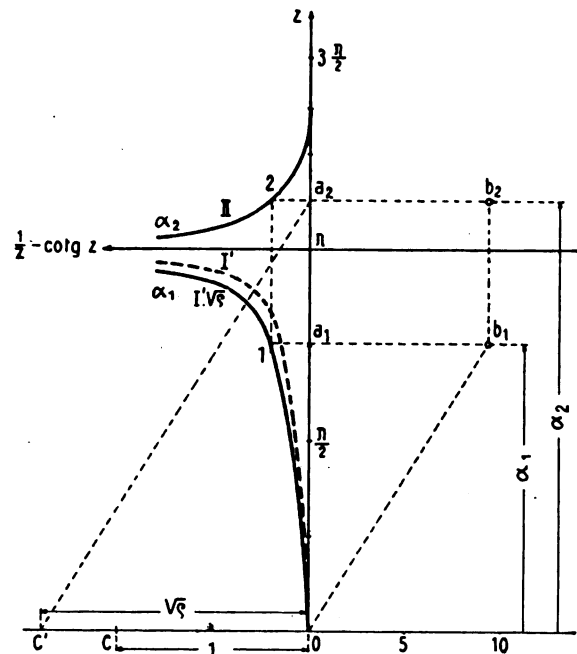


Fig. 5.

denkt man dem untern Ast die Bedeutung von α_2 , dem obern von α_1 zugeschrieben. Aus Fig. 6 ist die Konstruktion ersichtlich. Für den obern Ast werden die mit $\sqrt{\rho}$ multiplizierten Linien gezeichnet, für den untern Ast die I' ($\sqrt{\rho} = 1$) Linie. Aus den beiden Dreiecken $c'o a_2$ und $o a_1 b_1$ folgt mit $\bar{oc}' = \sqrt{\rho}$, $\bar{a}_1 b_1 = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \sqrt{\rho} = \bar{x}$.

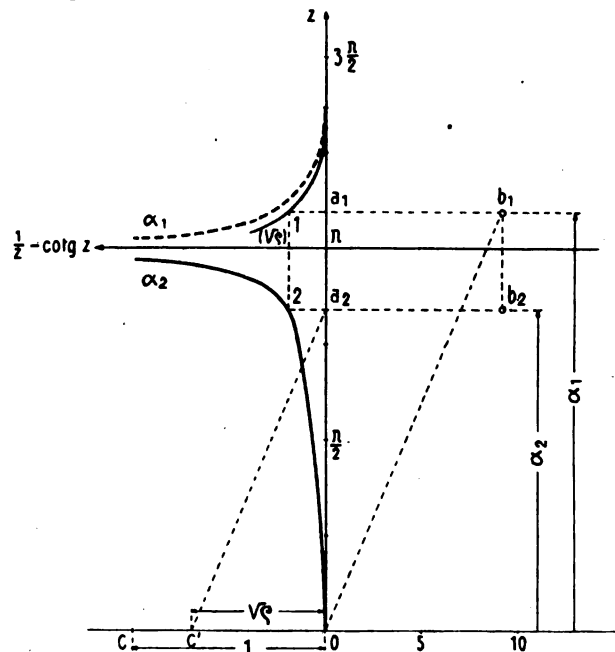


Fig. 6.

In Figur 7 sind die so gefundenen Linien für $\rho = 0, 1, 2$ und 10 aufgetragen. Für $\rho = 0$ ($S_2 = 0$) und $\rho = \infty$ ($S_1 = 0$) wurden die eingezeichneten Linien aus der Knickbedingung (7) bestimmt. Mit $S = 0$ ist $k = \infty$ und $a = 0$; daher ist

$$\frac{1}{S \cdot s} (1 - a \cotg a)_{S=0} = \frac{s}{EJ} \frac{1 - a \cotg a}{a^3} \Big|_{a=0} = \frac{1}{3} \frac{s}{EJ}$$

Die Gleichung (7) lautet within

$$\text{für } \varrho = 0 \quad \frac{1}{S_1 s_1} (1 - a_1 \cotg a_1) + \frac{1}{3} \frac{s_2}{E_2 J_2} = 0$$

$$\text{und für } \varrho = \infty \quad \frac{1}{3} \frac{s_1}{E_1 J_1} + \frac{1}{S_2 s_2} (1 - a_2 \cotg a_2) = 0.$$

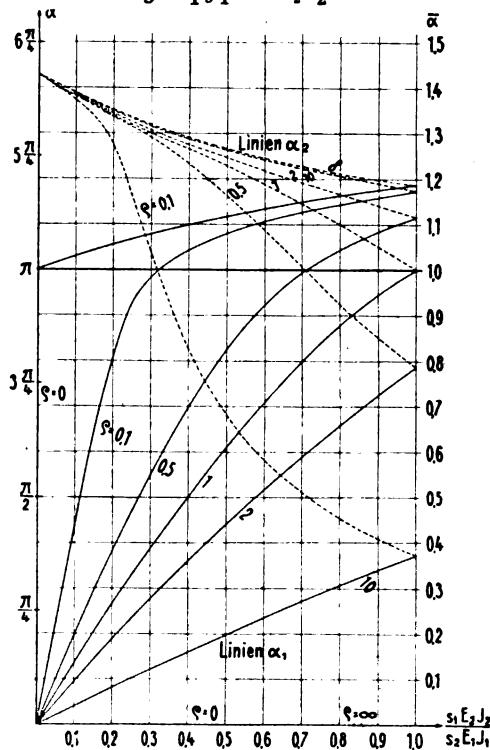


Fig. 7.

Der Rechnungsgang ist nun der, daß man nach Bestimmung der Verhältniszahlen

$$x = \frac{s_1}{E_1 J_1} : \frac{s_2}{E_2 J_2} \quad \text{und} \quad \varrho = \frac{S_2 E_2 J_2}{S_1 E_1 J_1}$$

die Werte \bar{a}_1 (vollgezogene Linien) bzw. \bar{a}_2 (strichlierte Linien) der Formeln

$$S_1 = \bar{a}_1^2 \frac{\pi^2 E_1 J_1}{s_1^2}, \quad S_2 = \bar{a}_2^2 \frac{\pi^2 E_2 J_2}{s_2^2} \quad \dots \quad (11)$$

der Figur 7 entnimmt. In der unten stehenden Tabelle sind die reziproken Werte der \bar{a}_1 und \bar{a}_2 , also Reduktionsfaktoren der Länge, zusammengestellt.

$$\eta_1 = \frac{1}{\bar{a}_1}, \quad \eta_2 = \frac{1}{\bar{a}_2}.$$

Für zwischenliegende Werte von η darf geradlinig interpoliert werden. Es sind also die Knicklasten

$$S_1 = \pi^2 \frac{E_1 J_1}{l_1^2}, \quad S_2 = \pi^2 \frac{E_2 J_2}{l_2^2} \quad \dots \quad (11')$$

wobei $l_1 = \eta_1 s_1$ und $l_2 = \eta_2 s_2$ jene ideellen Längen sind, für die der Stab von der Länge s_1 bzw. s_2 als gelenkig gelagert angesehen werden kann.

$\bar{x} = \frac{s_1}{s_2} \frac{E_2 J_2}{E_1 J_1}$	$\varrho = \frac{S_2 E_2 J_2}{S_1 E_1 J_1}$									
	0,1		0,5		1		2		10	
	η_1	η_2	η_1	η_2	η_1	η_2	η_1	η_2	η_1	η_2
0,1	2,27	0,72	5,00	0,72	7,14	0,72	10,00	0,72	22,73	0,72
0,2	1,23	0,78	2,62	0,75	3,70	0,75	5,26	0,75	11,63	0,74
0,3	1,01	0,96	1,82	0,77	2,56	0,76	3,57	0,76	8,06	0,76
0,4	0,96	1,21	1,43	0,81	1,96	0,79	2,78	0,79	6,17	0,78
0,5	0,93	1,45	1,22	0,86	1,61	0,81	2,27	0,81	5,00	0,79
0,6	0,90	1,73	1,07	0,92	1,41	0,84	1,92	0,82	4,25	0,81
0,7	0,89	1,96	1,01	0,99	1,25	0,88	1,69	0,84	3,70	0,82
0,8	0,88	2,22	0,95	1,09	1,14	0,91	1,52	0,86	3,22	0,83
0,9	0,86	2,44	0,92	1,18	1,06	0,95	1,39	0,88	2,95	0,84
1,0	0,86	2,70	0,89	1,27	1,00	1,00	1,27	0,89	2,70	0,86

II. Kontinuierlicher Träger über drei Öffnungen, mit gleichen symmetrisch belasteten Endfeldern (Fig. 8).

Da die Endstützenmomente M_0 und M_3 Null sind, lauten die Stetigkeitsbedingungen für den Balken mit drei Öffnungen

$$\left. \begin{aligned} M_1 \left(\frac{n_1''}{S_1 s_1} + \frac{n_2'}{S_2 s_2} \right) + M_2 \frac{m_2'}{S_2 s_2} &= 0 \\ M_1 \frac{m_2''}{S_2 s_2} + M_2 \left(\frac{n_2''}{S_2 s_2} + \frac{n_3'}{S_3 s_3} \right) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

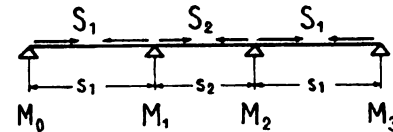


Fig. 8.

Die Knickbedingung ist somit:

$$\frac{m_2' m_2''}{(S_2 s_2)^2} = \left(\frac{n_1''}{S_1 s_1} + \frac{n_2'}{S_2 s_2} \right) \left(\frac{n_2''}{S_2 s_2} + \frac{n_3'}{S_3 s_3} \right) \quad (13)$$

Für den Sonderfall, den wir in Betracht ziehen wollen, ist $s_1 = s_3$, $S_1 = S_3$, $E_1 = E_3$, $J_1 = J_3$ und die Knickbedingung vereinfacht sich zu:

$$\pm \frac{\sin a_1 (a_2 - \sin a_2)}{S_2 s_2} = \frac{\sin a_2 (\sin a_1 - a_1 \cos a_1)}{S_1 s_1} + \frac{\sin a_1 (\sin a_2 - a_2 \cos a_2)}{S_2 s_2} \quad (14)$$

Ist $\sin a_1 = \sin a_2 = 0$, also $a_1 = a_2 = \pi$ so ist die Gleichung (14) erfüllt, d. h. ein Knickfall ist der, bei dem jeder Stab durch seine Eulerlast für gelenkige Lagerung belastet ist. Es entspricht dies bekanntlich der trivialen Lösung der Stetigkeitsbedingung. Setzt man weiters

$$\frac{k_2 S_2}{k_1 S_1} = \sqrt{\frac{S_2 E_2 J_2}{S_1 E_1 J_1}} = \sqrt{\varrho} \quad \text{und} \quad \frac{a_1}{a_2} \sqrt{\varrho} = x \sqrt{\varrho} = x,$$

so kann man die Knickbedingung in folgender Weise ansetzen:

$$\left(\frac{1}{a_2} - \frac{1}{\sin a_2} \right) + \left(\frac{1}{a_2} - \cotg a_2 \right) = -\sqrt{\varrho} \left(\frac{1}{a_1} - \cotg a_1 \right) \quad (14a)$$

bzw.

$$\tg \frac{a_2}{2} = -\sqrt{\varrho} \left(\frac{1}{a_1} - \cotg a_1 \right) \quad (14b)$$

Maßgebend ist jener Fall, bei dem man die kleinsten kritischen Werte (die ersten Knicklasten) erhält.

Wie früher erfolgt die Auflösung der Knickgleichung derart, daß man zusammengehörige Werte von $\sqrt{\varrho}$ und x bestimmt. In Fig. 9 sind zu den Ordinaten x die Werte $\left(\frac{1}{x} - \frac{1}{\sin x} \right) + \left(\frac{1}{x} - \cotg x \right)$, in Fig. 10 die Werte $\tg \frac{x}{2}$ als Abszissen aufgetragen. Fig. 11 zeigt die zusammengehörigen Kurven zu Gleichung (14a), Fig. 12 zu Gleichung (14b). (In den Fig. 11 und 12 ist $\sqrt{\varrho} = 1$ gesetzt.) Die Kurven a_1 und a_2 könnten nun auf vier Arten zusammengesetzt werden. (In den Figuren mit a bis d bezeichnet.) Zum Kriterium, bei welcher Zusammensetzung die kleinsten Knicklasten hervorgehen, wurden für diese vier möglichen Fälle in Figur 13 die Werte a_1 und a_2 als Ordinaten zu den Abszissen $x = a_1 : a_2$ aufgetragen. Man sieht aus den gezeichneten Linien ohne weiters, daß im Intervall $x = 0$ ($\bar{x} = 0$) bis bis $x = 1$ ($\bar{x} = \sqrt{\varrho}$) die mit c bezeichnete, im Intervall $x > 1$ ($\bar{x} > \sqrt{\varrho}$) die mit d bezeichnete Zusammensetzung maßgebend ist.

In derselben Weise wie unter I (in Figur 5 und 6) wurden nun für $\varrho = 0,1, 0,5, 1, 2, 5$ und 10 die Kurven a_1 und a_2 graphisch ermittelt, bis zum Schnittpunkt mit der Linie $x = \pi$, der bei $\bar{x} = \sqrt{\varrho}$ liegt, aus den Kurven c , für $\bar{x} > \sqrt{\varrho}$ aus den Kurven d . In Fig. 14 sind die Resultate

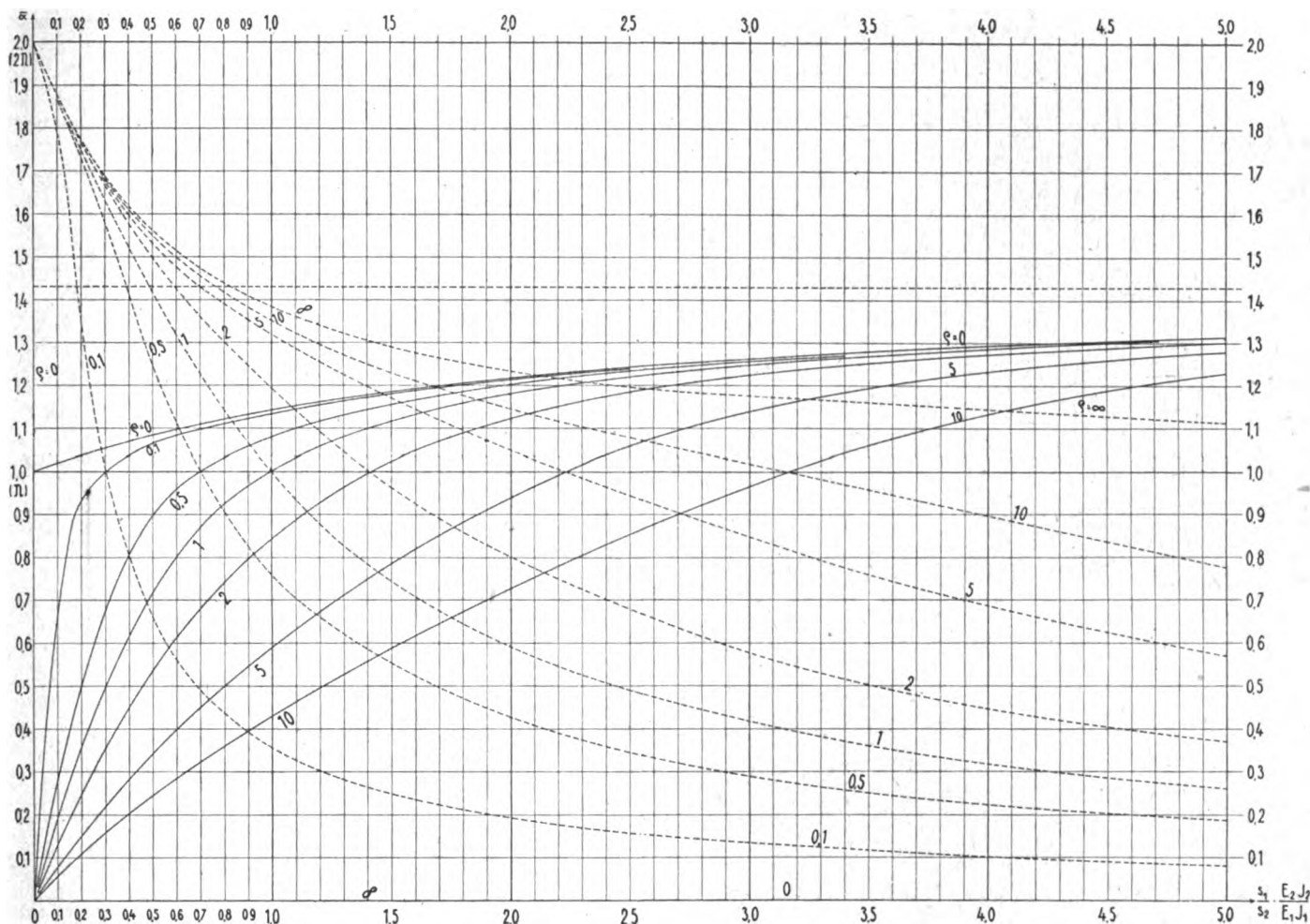


Fig. 14.

von $\bar{x} = 0$ bis $\bar{x} = 5$ eingetragen. Die Figur enthält ferner die Linien für die Grenzwerte $\rho = 0$ und $\rho = \infty$, welche Linien unmittelbar aus der Gleichung (14 b) bestimmt wurden. So lautet die Knickbedingung für $\rho = 0$

$$\frac{1}{S_1 s_1} (1 - a_1 \cotg a_1) + \frac{1}{2} \frac{s_2}{E_2 J_2} = 0$$

und für $\rho = \infty$

$$\frac{1}{3} \frac{s_1}{E_1 J_1} + \frac{1}{S_2 s_2} a_2 \tg \frac{a_2}{2} = 0.$$

Die Ordinaten der Fig. 14₁ wurden wieder derart beschrieben, daß die abzulesenden \bar{a} jene Werte sind, mit deren Quadrat

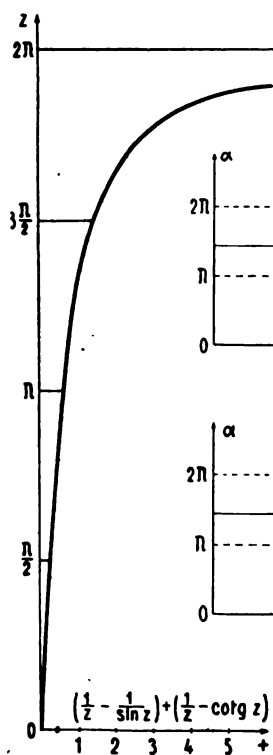


Fig. 9.

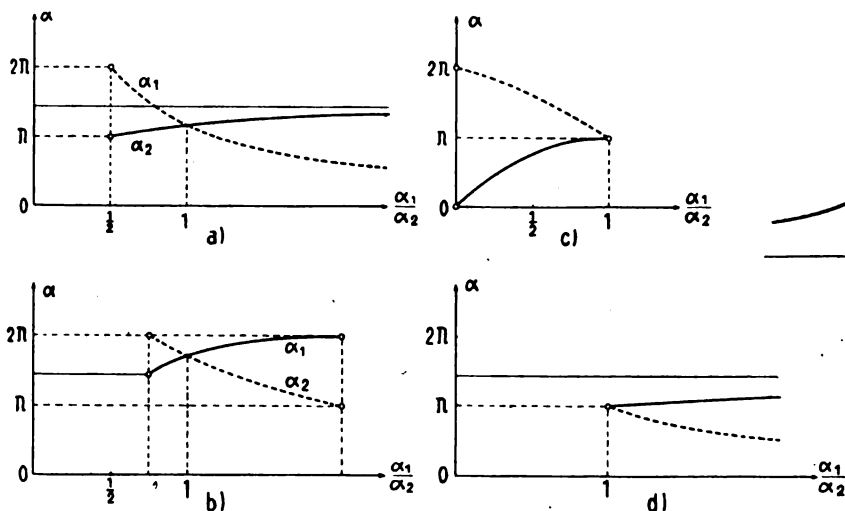


Fig. 13.

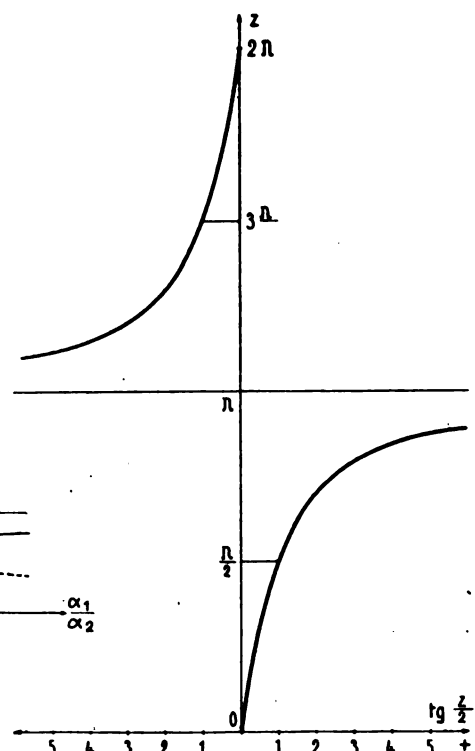


Fig. 10.

man die Eulerlast $\pi^2 \frac{EJ}{s^2}$ multiplizieren muß, um die Knicklast zu erhalten. Es sind also

$$S_1 = \bar{\alpha}_1^2 \pi^2 \frac{E_1 J_1}{s_1^2}, \quad S_2 = \bar{\alpha}_2^2 \pi^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^2} \quad (15)$$

bzw.

$$S_1 = \pi^2 \frac{E_1 J_1}{l_1^2}, \quad S_2 = \pi^2 \frac{E_2 J_2}{l_2^2} \quad (15')$$

wenn wir mit $l_1 = \frac{s_1}{\alpha_1}$ und $l_2 = \frac{s_2}{\alpha_2}$ die ideellen Längen der gelenkigen Lagerung bezeichnen.

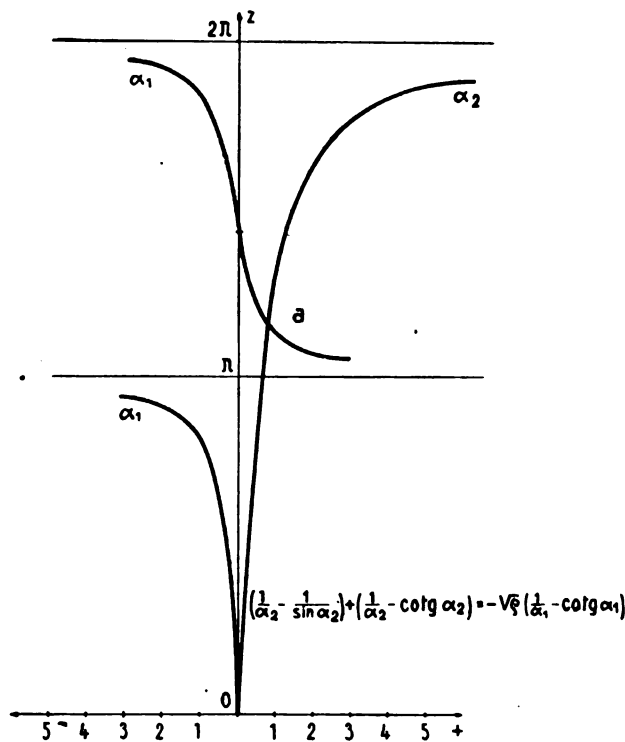


Fig. 11.

Für $s_1 = 0$ und $s_2 \neq 0$ ist $\bar{\alpha} = 0$. Es ist daher $\bar{\alpha}_1 = 0$ und, wenn S_2 von Null verschieden ist, $\bar{\alpha}_2 = 2\pi$. Somit ist die Knicklast: $S_2 = 4\pi^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^2}$, die Eulerformel für den zwei-seitig eingespannten Stab.

Für $\frac{s_1}{E_1 J_1} = \frac{s_2}{E_2 J_2}$ ist $\bar{\alpha} = 1$. Ist nun das Verhältnis $\frac{S_2 E_2 J_2}{S_1 E_1 J_1} = 1$, so ergeben sich die Knicklasten zu:

$$S_1 = \pi^2 \frac{E_1 J_1}{s_1^2}, \quad S_2 = \pi^2 \frac{E_2 J_2}{s_2^2}.$$

Für $s_2 = 0$, $s_1 \neq 0$ und $S_1 \neq 0$ ist $\bar{\alpha} = \infty$ und $\bar{\alpha}_1$ jener Wert, der dem einseitig eingespannten Stab entspricht.

Beispiel: Für den in Fig. 2 dargestellten Träger sei $S_1 = 250$ kg, $S_2 = 500$ kg, $s_1 = 120$ cm, $s_2 = 200$ cm, $E_1 J_1 = E_2 J_2 = EJ$. Aus der Tabelle folgt für $\bar{\alpha} = s_1 : s_2 = 0,6$ und $\varrho = S_2 : S_1 = 2,0$

$$\eta_1 = 1,92, \quad \eta_2 = 0,82$$

und somit $l_1 = 120 \cdot 1,92 = 231$ cm, $l_2 = 200 \cdot 0,82 = 164$ cm. Die Knicklasten sind daher:

$$S_1 = \frac{\pi^2 EJ}{(231)^2}, \quad S_2 = \frac{\pi^2 EJ}{(164)^2}.$$

Die vorhergehenden Ableitungen sind nur gültig, wenn sich die Stäbe im elastischen Intervall befinden, also wenn die Schlankheit $\frac{l}{i} \geq \pi \sqrt{\frac{E}{\sigma_p}}$ ($i = \sqrt{\frac{J}{F}}$ ist der Trägheitshalbmesser der Querschnittsfläche, σ_p die Proportionalitätsgrenze

des Stabmaterials). Dieser Grenzwert der Schlankheit ist 105 für Flußeisen, 100 für Holz.

Im »plastischen Intervall« behalten die früheren Formeln weiter ihre Gültigkeit, wenn man den der Spannung entsprechenden richtigen Elastizitätsmodul einsetzt. Vernachlässigt man den geringen Einfluß der Querschnittsform und nimmt man, was eine gewisse Sicherheit beinhaltet, fürs unelastische Intervall die Tetmajerformel $S = F \left(A - B \frac{l}{i} \right)$ als gültig an (A und B sind Materialkonstante), so kann man mit einiger Berechtigung die Tetmajerformel als Ansatz für den Elastizitätsmodul benutzen, also für den Modul

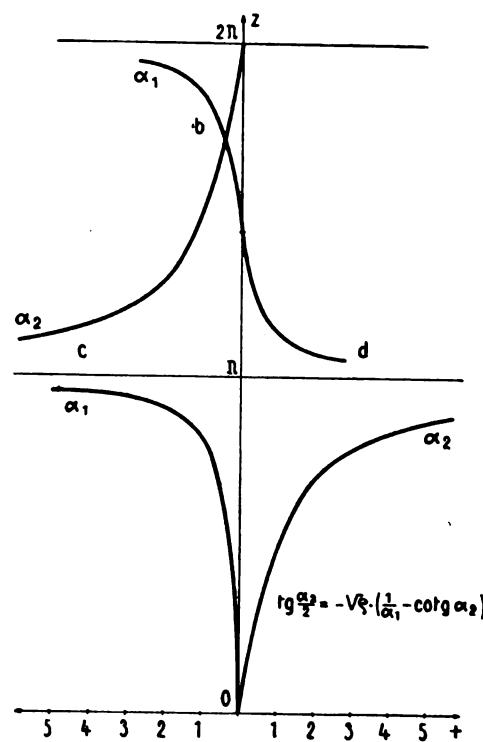


Fig. 12.

$$E = \frac{1}{\pi^2} \left(A - B \frac{l}{i} \right) \left(\frac{l}{i} \right)^2$$

hinstellen. Fig. 15 zeigt diese Veränderlichkeit des Elastizitätsmoduls mit der Schlankheit.

Die richtigen Knicklasten findet man nun, indem man an Stelle von E_1 und E_2 diejenigen Ordinatenwerte der Fig. 15 einsetzt, welche den (als Resultat erscheinenden) Werten von $\frac{l_1}{i_1}$ und $\frac{l_2}{i_2}$ entsprechen — was durch wiederholtes Zurückrechnen erledigt werden kann.

Ich erfülle eine angenehme Pflicht, wenn ich auch hierorts dem Herrn Professor Dr. R. v. Mises für seine wertvollen Ratschläge meinen herzlichen Dank ausspreche.

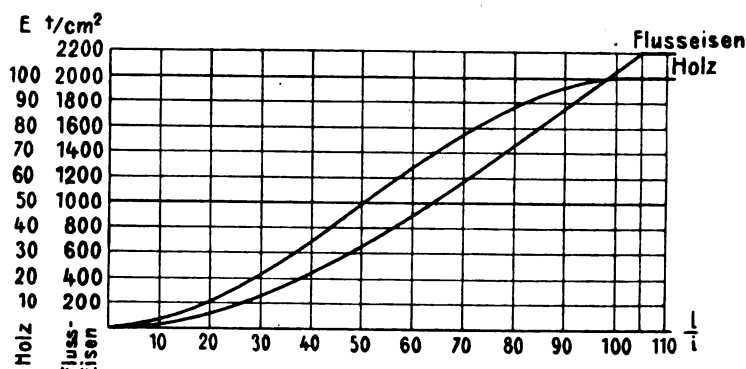


Fig. 15.

Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes.

Von Dipl.-Ing. A. Staribacher.

II. Der „Dixie“-Magnet.

(Mit Tafel VIII).

(Schluß aus Heft 17/18.)

Prinzipiell und konstruktiv neu ist der im folgenden beschriebene »Dixie«-Magnet. Er ist amerikanisches Fabrikat und trägt die Typbezeichnung »AV 5. 60«. Die Erzeugungsfirma ist unbekannt. Der Apparat ist für 6-Zylindermotoren bestimmt und wird auf den italienischen 240 PS »Fiat«- und den 100 PS »Bianchi«-Motoren verwendet. Sein Gewicht beträgt mit Antriebsrad und Antriebsgehäusedeckel 6,75 kg.

Das Prinzip des Apparates besteht darin, daß die Primär- und Sekundärwicklung um einen feststehenden Eisenkern gewickelt ist, durch den Kraftlinien, die von den rotierenden Polschuhen zweier Hufeisenmagnete erzeugt werden, abwechselnd zuerst in der einen, dann in der anderen Richtung fließen.

Dies scheint für den ersten Augenblick das Prinzip der Hülseapparate zu sein, doch werden die folgenden Erklärungen zeigen, daß dies nicht so ist.

Auch was die konstruktive und werkstättenmäßige Lösung des Apparates betrifft, stellt derselbe, wenigstens für europäische Begriffe, wesentliche Neuerungen im Zündapparatebau dar. Wohl läßt sich der Apparat mit unseren einheimischen, bis ins allerkleinste und unwesentlichste Detail außerordentlich exakt und technisch einwandfrei durchkonstruierten und bearbeiteten Zündapparatypen nicht entfernt vergleichen, aber er ist brauchbar und dürfte dabei nur einen Bruchteil dessen kosten, was unsere Apparate kosten. Dreh-, Schleif- und Fräsarbeiten sind auf ein Minimum reduziert, die meisten Bestandteile sind gegossen, gepreßt, gezogen usw. So ist beispielsweise das ganze Gehäuse des Apparates samt seinen Paßflächen, Zentrierleisten, Schraubenbohrungen usw. Koquillenguß ohne irgendeine nachträgliche, spanabhebende Bearbeitung. Dabei sind alle Einzelteile des Apparates auswechselbar und außerordentlich leicht demontierbar. So oberflächlich durchgebildet die Konstruktion beim ersten Anblick zu sein scheint, so ist sie doch von einer Einfachheit und Zweckmäßigkeit, die bei einem Apparat für gleiche Zwecke kaum übertroffen werden kann.

Es sei nun zunächst an Hand der beiden Zeichnungen I und II (Tafel VIII) und der Fig. 16 bis 25 der konstruktive Aufbau des Apparates beschrieben:

Der ganze Apparat, dessen Zusammenstellungszeichnung in Pos. 21, 22, 23 der Zeichnung I gegeben ist, zerfällt in folgende Bestandteilgruppen:

1. Das Gehäuse.
2. Der eigentliche stromerzeugende Teil.
3. Die beiden Hufeisenmagnete.
4. Der Unterbrecher.
5. Der Verteiler.

Das Gehäuse besteht aus einem zweiteiligen massiv gegossenen Gehäusekörper und aus einer dreiteiligen Verschalung aus gepreßtem 1 mm-Messingblech. Das Aussehen dieser Verschalung ist aus den Fig. 16 und 17 zu ersuchen, während der gegossene Gehäusekörper in den Pos. 1 und 2 der Fig. 23 und 25 und der Zeichnung II dargestellt ist. Dieser Gehäusekörper besteht aus einer Aluminium-Zinklegierung und ist, wie schon erwähnt, bei Vermeidung jeglicher spanabhebender Bearbeitung als Spritz- oder Koquillenguß montagefertig gegossen. Bohrungen mit Muttergewinde für selten zu lösende Schrauben sind, wie aus Fig. 25 an der Schnittstelle bei 1 deutlich zu erkennen ist, mitgegossen, während für häufig zu lösende Schrauben Eisenmuttern in das Gehäuse mit eingegossen sind. Ebenso sind Röhrchen zur Ölführung von den Einfüllstellen zu den Schmierstellen mit eingegossen. Zur Abdichtung des Apparatinners gegen außen sind am Gehäusekörper schmale Nuten (Fig. 23, 2) vorgesehen, in die Filzstreifen eingelegt werden. An diese Filzstreifen, die in den Fig. 17 und 19 sichtbar sind, wird die gutpassende Blechumhüllung durch ihre Befestigungsschrauben dicht angepreßt. Die beiden Einzelteile des Gehäusekörpers

Pos. 1 und 2 sind durch zwei Schrauben miteinander verbunden; ihre richtige Lage gegeneinander ist durch zwei Paßstifte gewährleistet.

Die zweite Bestandteilgruppe des Apparates, der eigentliche stromerzeugende Teil, in den Fig. 17, 19 und 21 teilweise, in Fig. 20 komplett dargestellt, besteht aus sechs Einzelteilen, Pos. 7, 10, 15, 18, 19 und 20. In der gegossenen Zinkhülse, Pos. 15 (Zeichnung I Fig. 17, 19, 20, 21), sind in seitlichen Ausnehmungen zwei polschuhartig geformte, als Kraftlinienleitstücke dienende Weicheisenblechpakete 5 eingepreßt, auf denen oben der Eisenkern 4 des Ankers als Verbindungsstück liegt. Auch dieser Eisenkern besteht aus einzelnen Blechlamellen. Diese Unterteilung der Weicheisenmassen in einzelne Blechlamellen verhindert, wie allgemein bekannt, die Entstehung allzu starker Wirbelströme, die die Leistungsfähigkeit des Apparates stark verringern würden.

Der Anker, Pos. 10, dessen Primär- und Sekundärwicklung zwischen zwei Papiermachéplatten 25 gewickelt ist, ist gegen die Hülse, Pos. 15, durch ein drittes Papiermachéblatt, auf dem er aufliegt, isoliert; auf der Verteilerseite des Ankers ist ein Statitstück 6 zwischen die Papiermachéblätter 25 geschraubt, das das Abnahmesegment 7 für den Sekundärstrom trägt. Oben auf dem Anker, durch zwei Blechlaschen 8 und 9 befestigt, liegt der Kondensator, Pos. 7. Originell ist die Befestigung des, wie schon erwähnt, aus Weicheisenblechen bestehenden Ankerkernes 4 an den ebenfalls aus einzelnen Blechen bestehenden Kraftlinienleitstücken 5. Die einzelnen Bleche dieser Kraftlinienleitstücke werden nämlich bei ihrem oberen Ende durch einen Bolzen 10 zusammengehalten. Die Befestigungsschrauben des Ankerkernes sind nun in die Bohrung 11 des Blechpaketes eingeschraubt und durchkreuzen dabei die Bolzen 10, so daß die letzteren als ihre Mutter dienen. Das Innere der Hülse, Pos. 15, ist mit den eingesetzten Kraftlinienleitstücken 5 gemeinsam ausgedreht. Es dient zur Aufnahme der rotierenden Polschuhe, Pos. 19, der beiden Hufeisenmagnete. Die Konstruktion dieser Polschuhe ist aus der Detailzeichnung in Zeichnung II und der Fig. 21 zu ersuchen. Zwei Achsstummeln, die je ein Zylindersegment tragen, sind durch ein kräftiges Bronzestück 12, als magnetische Isolation, miteinander verbunden. Diese beiden rotierenden Polschuhe und ihre Achsstummeln sind rundgeschliffen. Die Achsstummeln laufen in Kugellagern 13, 14, die ihrerseits wieder in den beiden Lagerträgern, Pos. 18 und 20, sitzen und in ihnen durch Umbördelung des Lagerträgerrandes befestigt sind. Diese beiden Lagerträger, Pos. 18 und 20, sind an der Hülse durch Beilagen derart angepaßt und befestigt, daß ihr Abstand von den innen rotierenden Polschuhen nur ca. 0,1 bis 0,2 mm beträgt, so daß die von ihnen zu den letzteren übertretenden Kraftlinien keinen zu großen Luftzwischenraum zu durchsetzen haben. Mit ihren äußeren, glattgedrehten Flächen liegen sie satt an den dort rohgeschliffenen Hufeisenmagneten, Pos. 3, an, die von der Seite in die halsförmige Eindrehung der beiden Lagerträger eingeschoben werden können und die letzteren mit ihren entsprechenden Bohrungen 15, 16 gut umfassen. Dadurch ist eine magnetisch gut leitende Verbindung von den feststehenden Hufeisenmagneten zu den rotierenden Polschuhen hergestellt. Außer der Fixierung ihrer Lage durch die beiden halsförmigen Einschnürungen der Lagerträger, Pos. 18, 20, sind für die Hufeisenmagnete im Gehäusekörper noch besondere Führungen 17 vorgesehen. Das Festhalten der beiden Hufeisenmagnete erfolgt lediglich durch die Blechumhüllung des Apparates.

Außerhalb der beiden Magnete sind die beiden Lagerträger in den Ausnehmungen des Gehäusekörpers drehbar gelagert. Dadurch wird ermöglicht, daß die ganze Bestandteilgruppe 2 samt den beiden Kraftlinienleitstücken 5 um die Achse der rotierenden Polschuhe zum Zwecke der Zündmomentverstellung verschwenkt werden kann. Diese Verschwenkung wird durch die Anschläge 50 begrenzt. Die Lagerung der eisernen Lagerträger erfolgt bei den älteren Modellen der »Dixie«-Magnete direkt im Gehäusekörper aus Zink; bei den neueren Modellen ist auf die sich an diesen Stellen wahrscheinlich ergebenden Abnutzungen durch Einpressen einer Messingbüchse Rücksicht genommen.

Die beiden Hufeisenmagnete weisen außer den beiden Bohrungen 15 und 16 noch eine Bohrung 18 auf, die für das rotierende Verteilerstück, Pos. 9, vorgesehen ist.

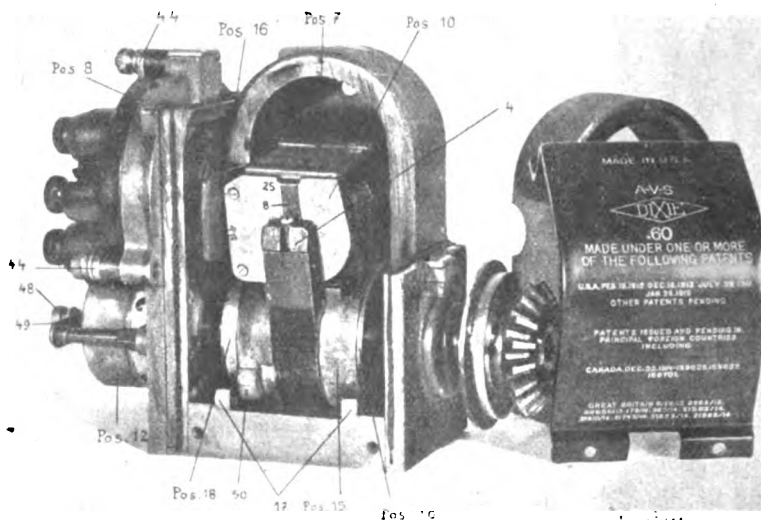


Fig. 16.

Fig. 17.

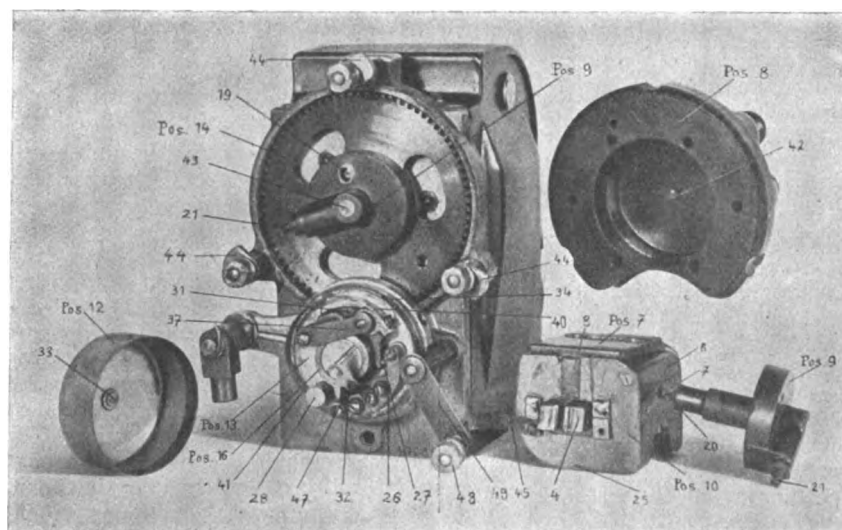


Fig. 18.

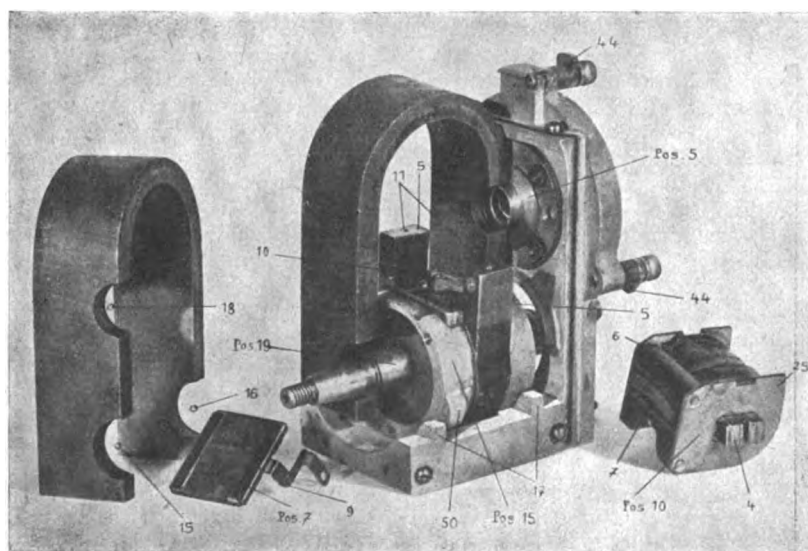


Fig. 19.

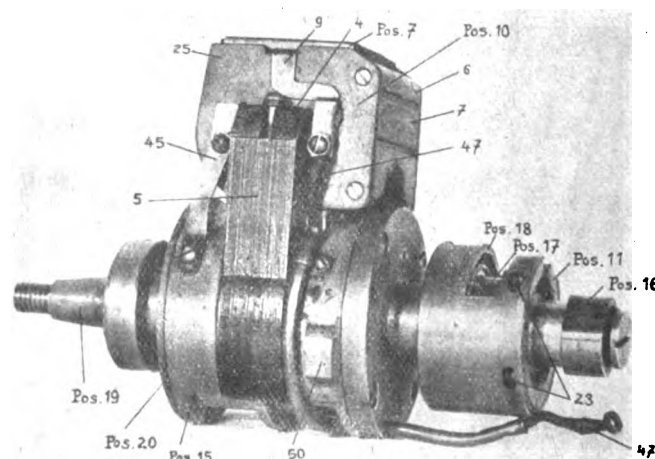


Fig. 2c.

Das rotierende Verteilerstück, Pos. 9, aus einer steatit-ähnlichen gegossenen Masse bestehend, sitzt gut passend in der verlängerten, angeschraubten Stahlnabe des großen Verteilerzahnrades, Pos. 14, und wird von demselben durch einen Mitnehmer 19 bei der Drehung mitgenommen. Um ein Ausschlagen des Verteilerstückes durch den Mitnehmer zu verhindern, ist die ihm entsprechende Bohrung des Verteilerstückes mit einer Messinghülse gefüttert, wie dies aus Fig. 18 zu ersehen ist. Die Detailzeichnung auf Zeichnung II sowie Fig. 18 zeigen die Konstruktionen des rotierenden Verteilerstückes. Zur Stromabnahme vom Abnahmesegment 7 des Ankers dient der federnde, oben knopfförmig gestaltete Metallstift 20, zur Stromverteilung die federnde Schleifkohle 21. Das große Verteilerzahnrad, Pos. 14, läuft mit seiner verlängerten Nabe in dem Bronzelager, Pos. 5, das in die obere Ausnehmung des Gehäusekörpers Pos. 1 eingepaßt und an den letzteren

angeflanscht ist. Die Befestigung erfolgt durch drei Schrauben. Zur Schmierung des rotierenden Zahnrades sind in der Bronzebühse Schmiernuten vorgesehen, in die durch den Docht der hohlen Schraube 22 das Öl aus dem Ölraum des doppelwandigen Lagers Pos. 5 gelangt. In diesen Ölraum gelangt das Öl aus der Ölfüllstelle des Gehäusekörpers Pos. 1. Das Gegenrad für das Zahnrad Pos. 14 ist das auf der Achse der rotierenden Polschuhe im Lagerträger Pos. 18 aufgekeilte Zahnrad Pos. 17. Das Übertragungsverhältnis vom kleinen auf das große Verteilerzahnrad beträgt $27:81 = 1:3$ ins Langsame (Fig. 24).

Nach dem Zahnrad, am Ende der Achse, sitzt die Unterbrechernocke Pos. 16 (16a), während der Unterbrecher selbst auf dem Lagerträger Pos. 18 befestigt ist. Diese Befestigung erfolgt beim älteren Modell des »Dixie«-Apparates am Lagerträger direkt durch vier Schrauben, beim neuen Modell unter Zuhilfenahme des geschlitzten Klemmrings, Pos. 11, wobei

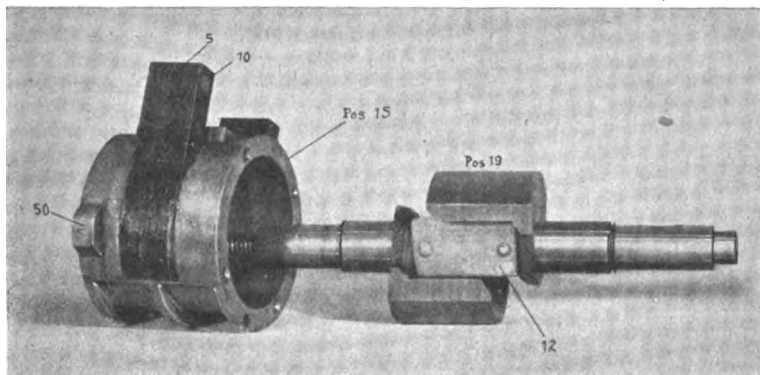


Fig. 21.

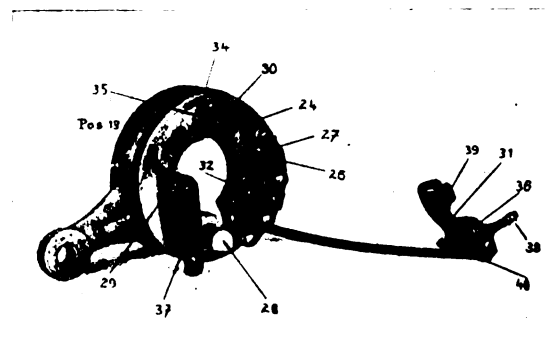


Fig. 22.

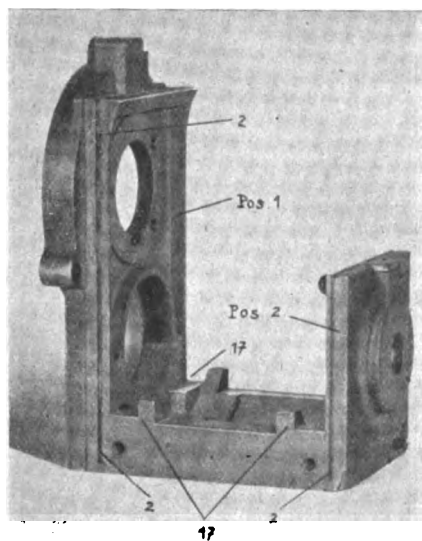


Fig. 23.

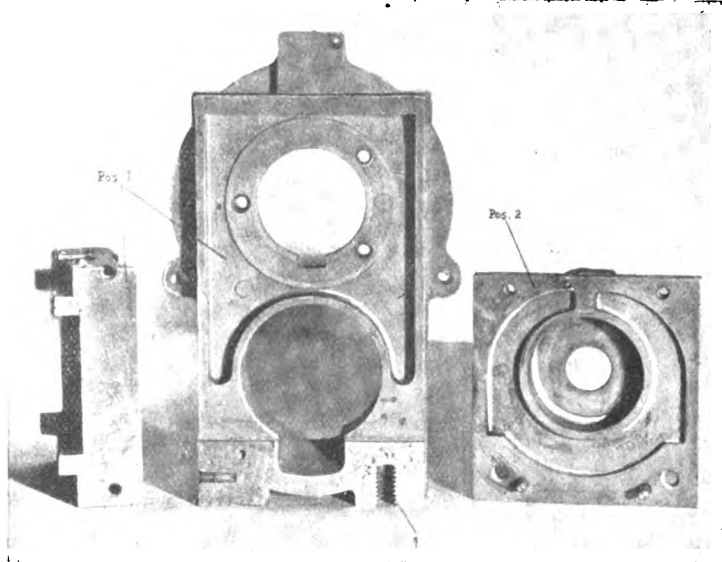


Fig. 25.

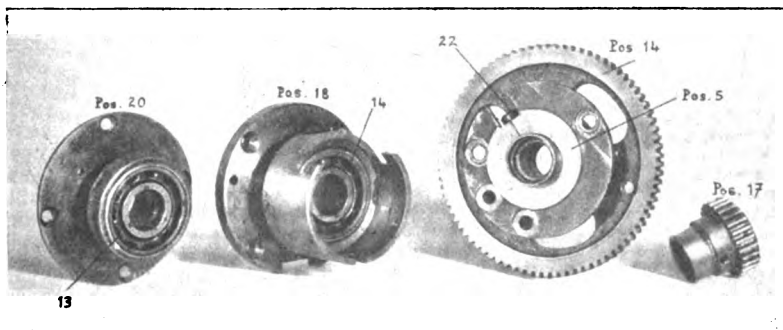


Fig. 24.

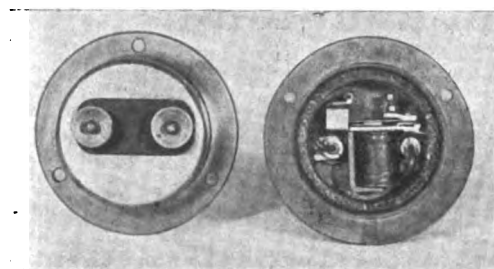


Fig. 26.

dann der mit Langlöchern 23 (Fig. 20) zwecks genauerer Einstellung des Zündmomentes versehene Lagerträger zwischen den Unterbrecherkörper 24 und den Klemmring Pos. 11 geklemmt wird.

Zu erwähnen ist noch der Unterbrecher Pos. 13, der prinzipiell wohl nichts Neues darstellt, jedoch konstruktiv sehr bemerkenswert ist. Er besteht aus einem ringförmigen Unterbrecherkörper 24 aus Zinkguß und dem eigentlichen Unterbrechermechanismus. Der ganze Unterbrecherkörper ist, wie schon vorhin erwähnt, mit dem Lagerträger Pos. 18 durch vier Schrauben verbunden und trägt einen angegossenen Arm, an dem das Zündmomentverstellgestänge, und einen bei den untersuchten Apparaten erst später angeschraubten Arm, an dem die Rückholfeder angreift. (Fig. 22).

Weiters sind am Unterbrecherkörper zwei angegossene Butzen 28, 29 und ein eingepreßter hohler Stahlzapfen 30, sowie zwei eingegossene Muttern zur Befestigung des vom Unterbrecherkörper durch eine Papiermachéunterlage isolierten Bronzestückes 26 vorgesehen. Dieses Bronzestück ist leitend verbunden mit dem nicht an Masse angeschlossenen Drahtende der Primärwicklung und trägt einerseits den feststehenden Platinkontakt 27 des Unterbrechers, gegen den der Unterbrecherhammer 31 schlägt, anderseits eine Kontaktfeder 32 für den Kurzschlußkontakt, der bei 33 am Unterbrecherdeckel Pos. 12, gegen letzteren isoliert, angebracht ist. Die Herstellung des Bronzestückes 26 erfolgt durch Ziehen in einem ganzen Strang und darauffolgendes Abschneiden der einzelnen Stücke. Der Unterbrecherhammer ist auf einem eingepreßten hohlen Stahlzapfen 30 gelagert, dessen Bohrung zur Aufnahme eines Dochtes dient. Dieser Docht erhält das Öl von dem Ölloch 34. Das Öl tritt außer am Ende des Dochtes aber auch seitlich am Zapfen aus der Bohrung 35 heraus und schmiert die hutförmig ausgebildete Lagerbüchse 36 des Unterbrecherhammers. Durch die Verwendung dieser hutförmigen, mit dem Unterbrecherhammer fest verbundenen Bronzelagerbüchse ist es möglich, den Unterbrecherhammer in axialer Richtung durch die Blattfeder 37 zu fixieren und den dabei auftretenden Axialschub vom geschmierten Stahlzapfen aufnehmen zu lassen, so daß der Unterbrecherhammer nicht auf dem sich leicht abnutzenden Zink des Unterbrecherkörpers laufen muß. Besondere Erwähnung verdient die Herstellungsart des Unterbrecherhammers 31. Er ist nämlich ein einfaches Preßstück, das durch ein bißchen Abschleifen an einigen Stellen vom Zunder befreit wurde. Die Lagerbüchse 36, der Platinkontakt 38 und das Fibergleitstück 39 sind in den Hammer einfach eingepreßt. Die Feder, die bei ihren Einspannstellen am Unterbrecherkörper und am Unterbrecherhammer bei 41 und 40 durch zwei Hilfsfedern unterstützt wird, drückt den Unterbrecherhammer ständig gegen den festen Kontakt 27. Die Steuerung des Unterbrecherhammers erfolgt durch die schon erwähnten Unterbrechernocken Pos. 16 und 16a.

Die Wirkungsweise dieser beiden Nockenausführungsformen ist eine verschiedene. Die Nockenform Pos. 16a hebt den Unterbrecherhammer normal vom festen Unterbrecherkontakt 27 ab und läßt ihn erst kurz vor dem Abreißen durch die Feder mit ihm zur Berührung bringen, so daß der Primärstrom normal unterbrochen ist, und erst kurz vor dem Abreißen geschlossen wird. Die Nockenform Pos. 16 dagegen läßt den Unterbrecherhammer den festen Kontakt 27 normal berühren und erst im gewünschten Augenblick für kurze Zeit abheben, so daß der Primärstrom normal geschlossen ist und nur im Augenblick des Abreisens und für kurze Zeit nachher unterbrochen wird. Beide Nockenformen werden verwendet, doch konnte eine Erklärung für diese Verschiedenheit bisher nicht gefunden werden.

Die Verteilerscheibe Pos. 8, aus demselben steatitähnlichen Material wie das rotierende Verteilerstück gegossen, weist keine Besonderheiten auf. Bei 42 ist in ihr ein federnder Stift aus nichtleitendem Material angebracht, der sich gegen die Metallplatte 43 des rotierenden Verteilerstückes Pos. 9 stützt und damit ein Andrücken des letzteren an das große Verteilerzahnrad und so die Fixierung der richtigen Lage des rotierenden Verteilerstückes bewirkt. In ihrer Lage wird die Verteilerscheibe durch die drei drehbaren und festziehbaren Daumen 44 gehalten. Die Stromabnahme erfolgt durch normale Klemmschrauben.

Die Sicherung sämtlicher, häufig zu lösenden, Schrauben erfolgt durch kleine Sprengringe.

Die magnetische Wirkungsweise des Apparates und der Verlauf der magnetischen Kraftlinien geht aus den Pos. 24, 25 und 26 des Blattes II hervor. Wenn die rotierenden Polschuhe aus der Stellung der Pos. 24 bis zur Mittelstellung, wie sie Pos. 25 zeigt, gedreht werden, dann verschwinden die Kraftlinien augenblicklich aus dem Ankerkern.

Bei Fortsetzung der Drehung treten sie dort jedoch kurz darauf in gleicher Anzahl, aber in umgekehrter Richtung wieder auf (Pos. 26). Durch diese Aufeinanderfolge der Richtungsänderungen der magnetischen Kraftlinien im Ankerkern wird in der Primärwicklung des Ankers ein elektrischer Strom erzeugt. Das eine Ende der Primärwicklung ist nun durch den Blechbügel 45 an Masse angeschlossen, während das andere durch den Blechbügel 9 einerseits zum Kondensator, anderseits durch das in einem Messingrohr verlegte Kabel 47 zu dem isolierten Bronzestück 26 des Unterbrechers führt. Der Gegenbelag des Kondensators ist wieder durch den Blechbügel 8 an Masse angeschlossen. Der durch die Unterbrechung und durch die Wirkung des Kondensators verstärkte Primärstrom induziert nun in der über der Primärwicklung gewickelten Sekundärwicklung einen hochgespannten Strom, der zu dem schon erwähnten Abnahmesegment 7 des Ankers geführt wird, von wo er durch den federnden Stromabnehmer 20 zur Verteilerkohle 21 und von da zu den Verteilersegmenten gelangt. Zur Sicherung gegen einen Stromübergang von dem Abnahmesegment des Ankers auf die gegenüberliegenden, mit Masse verbundenen Hufeisenmagnete, ist eine Hartgummi- oder Fiberplatte Pos. 6 dazwischengelegt, die mit ihrer Nabe lose über das rotierende Verteilerstück geschoben ist. Eine Sicherheitsfunkenstrecke ist nicht vorgesehen. Zur Zündmomentverstellung ist, wie schon erwähnt, die ganze Bestandteilgruppe 2, wie sie in Fig. 20 dargestellt ist, verschwenkbar angeordnet. Diese Einrichtung bildet einen großen Vorteil des »Dixie«-Apparates gegenüber den Boschapparaten, da bei der Verstellung des Zündmomentes das ganze Kraftlinienfeld die Verdrehung, ähnlich wie bei den »Mea«-Apparaten, mitmacht, wodurch eine Schwächung des Zündfunken bei verschiedenen Zündmomentstellungen vermieden wird.

Zum Außerbetriebsetzen des Apparates ist eine Kurzschlußklemme 48 vorgesehen. Diese Kurzschlußklemme sitzt auf der Blattfeder 49, die zum Fixieren des Unterbrecherdeckels Pos. 12 dient, ist aber gegen dieselbe isoliert, während sie den Kurzschlußkontakt 33 des Unterbrecherdeckels unter dem Druck der Feder berührt. Außer zum Abschalten des Zündapparates dient die Kurzschlußklemme jedoch, allerdings nur bei den italienischen 240 PS »Fiat«-Motoren, auch zum Anlassen des Motors. Zur Erzeugung des Anlaßstromes wird dabei nicht wie bei uns ein Anlaßmagnet verwendet, sondern ein sog. »Vibrator« im Verein mit der Akkumulatorenbatterie, die zur Innenbeleuchtung des Flugzeuges dient. Der »Vibrator«, in Fig. 26 offen und in Ansicht dargestellt, ist italienisches Fabrikat und eine getreue Kopie der »Bosch«-Verstärker. Er besteht so wie dieser aus einer Unterbrecherspule und einem parallel geschalteten Kondensator. Der durch die Wirkung des Unterbrechers intermittierende Akkumulatorenstrom gelangt über den Unterbrecher des Magnetapparates in den Primärstromkreis desselben und erzeugt in der Sekundärwicklung einen hochgespannten Strom, der auf dem schon erwähnten Weg zu den Kerzen geleitet wird.

Das Schaltungsschema der ganzen Einrichtung ist in Fig. 27 (Tafel VIII) nach einem italienischen Original wiedergegeben und ohne weiteres verständlich.

Das geschilderte Anlaßsystem hat wohl einige wesentliche Nachteile gegenüber dem bei uns gebräuchlichen, doch genießt es den Vorzug großer Billigkeit.

Über den »Dixie«-Magnetapparat kann abschließend gesagt werden, daß er, abgesehen von der vielleicht für unsere, durch einheimische Ausführungen verwöhnten Augen nicht ganz gutgeheißenen mechanischen Ausführung, als verschiedener Fortschritt im Zündapparatebau zu bezeichnen ist, da er mit wesentlich einfacheren Mitteln und zu billigeren Preisen annähernd das gleiche leistet wie unsere besten einheimischen Fabrikate.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beidseitiger Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. **H. GEORGBADER**
Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. **BERSON**
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedensau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. **R. EMDEN**
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. **E. EVERLING**
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat
Dr. **S. FINSTERWALDER**

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**
Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. **W. HOFF**
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. **N. JOLIKOWSKY**
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. **v. MISES**
Straßburg, z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
Warnemünde

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. **A. PRÖLL**
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER**
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat **F. ROMBERG**
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
Berlin - Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**
Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. **SCHAFFRAN**
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau
und Schiffbau, Berlin

Dr. **W. SCHLINK**
Professor an der Großherzogtl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. **O. STEINITZ**
Berlin

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

30. November 1918.

Heft 21 und 22.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: Vorreiter, Berlin-Nikolassee.

INHALT:

Zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von A. Pröll, Hannover. S. 142.
Der italienische Caproni-Doppeldecker. Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.
(Mit Tafel VIIIa—XVI). S. 146.

Patentschau. S. 151.
Bücher-Besprechungen. S. 152.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 152.

Zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll, Hannover.

Der nachstehende Aufsatz befand sich schon in der Umbruchkorrektur, als im letzten Heft (17, 18) die Arbeit von Geheimrat M. B. unter gleichem Titel erschien, die auf meinen Artikel in Heft 17, 18 dieser Zeitschrift 1917 Bezug nimmt, es war infolgedessen nicht mehr möglich, die genannte Veröffentlichung von Herrn Müller-Breslau zum Vergleich heranzuziehen.

Die im folgenden enthaltenen Ausführungen beziehen sich somit, soweit sie die bekannten Müller-Breslau-Formeln betreffen, nicht auf die letztgenannte Arbeit.

In dieser Zeitschrift 1917, Heft 17 u. 18 hatte ich zu dem gleichen Gegenstand ein vereinfachtes Näherungsverfahren angegeben, das in der Folge wiederholten Einwänden von verschiedener Seite ausgesetzt gewesen ist. Zweck der nachfolgenden Zeilen ist es, die Berechtigung dieser Entgegnungen zu prüfen und dabei gleichzeitig eine sachliche Würdigung für die Grundlagen und die Genauigkeit (Fehlergrenze) des von mir vorgeschlagenen Rechnungsganges zu erhalten.

Es handelte sich im wesentlichen um den Festigkeitsnachweis eines durch Längskräfte auf Knickung (Druck) und gleichzeitig durch verteilte Querbelaftung auf Biegung be-

anspruchten schlanken zweimal gelenkig gelagerten Stabes von bekannten Abmessungen, der außerdem durch Knotenmomente verhältnismäßig wirkungsvoll entlastet wird.

Die Aufgabe ist streng (für kleine Ausbiegungen im Sinne der gewöhnlichen Festigkeitsrechnung) von Müller-Breslau gelöst worden und die von ihm gefundenen Formeln zur Berechnung des größten Biegemomentes sind auch in allen Fällen verhältnismäßig leicht, wenn auch manchmal umständlich anzuwenden. In der Praxis, besonders des Flugzeugbaues, ist aber das Bedürfnis nach kurzen Faustregeln vorhanden, welche nicht bloß das Moment, sondern auch die zu erwartende Durchbiegung (die hier manchmal sehr bedeutend werden kann) rasch zu überblicken gestattet. Man möchte besonders den direkten Einfluß der entlastenden Momente auf die Knicklast im Sinne einer, wie sich allerdings herausstellt, nur scheinbaren Erhöhung der Knicksicherheit ϵ kennen, etwa in der Form

$$\epsilon' = n \epsilon \text{ und } P_k = n \cdot \frac{\pi^2 E J}{l^2} \dots (I)$$

wo $n > 1$ für den zweimal gelenkig gelagerten Balken.

Gerade bei den doch vielfach so unsicheren Annahmen über Größe und Verteilung der Belastung im Flugzeugbau ist eine solche kurze Näherungsformel, welche ein Abschätzen der daraus entstehenden Fehler nach oben und unten leicht gestattet, oft von größerem Wert als eine genaue, starre Rech-

nung auf ungenauer Grundlage, und das um so mehr, wenn die Näherungsrechnung auch ohne weiteres die Formänderung abzuschätzen erlaubt. Es schadet dann auch nichts, wenn im einzelnen Falle das Ergebnis der Näherungsrechnung gelegentlich ziemlich stark von dem genauen abweicht, sofern die Abweichung nur noch innerhalb des Bereiches der durch die unsicheren Annahmen bedingten Grenzen fällt.

Mit dieser vorausgeschickten Erklärung glaube ich für die besprochenen Aufgaben und wesentlich nur für diese die Berechtigung eines Näherungsverfahrens wie des von mir angegebenen erwiesen zu haben, zunächst gegenüber solchen Bemängelungen¹⁾, welche es neben dem genauen Verfahren von vornherein als überflüssig bezeichnen wollten. Es muß nur, wie dies weiter unten geschehen soll, im obigen Sinne die Fehlergrenze noch als zulässig festgestellt werden. Vorerst seien aber noch andere Einwürfe besprochen.

Da hat es wohl am meisten Anstoß erregt, daß in der genannten Veröffentlichung die elastische Linie aus zwei verschiedenen Parabeln oder aus zwei Sinuslinien zusammengesetzt wurde. Es geschah dies, um der Unsymmetrie der Belastung infolge ungleicher Knotenmomente Rechnung tragen zu können. In der Tat ist ja auch die besprochene Voraussetzung theoretisch gewiß nicht einwandfrei und die dagegen erhobenen Vorwürfe waren berechtigt. Es wurde aber übersehen, daß für die daraus gezogenen Folgerungen (für die größte Durchbiegung und Moment) diese unrichtige Annahme praktisch ziemlich bedeutungslos bleibt, denn in Wirklichkeit ergibt sich schon mit den beiden Kurvenarten (Parabel und Sinuslinie) nahezu dieselbe Formel für f und M . Um nun eine theoretisch einwandfreie Darstellung zu bekommen, habe ich unter Benutzung einer Näherungslösung nach dem von Professor Lorenz²⁾ abgeänderten Ritzschen Verfahren die Rechnung von neuem durchgeführt.³⁾

Das Verfahren besteht nun in diesem Falle darin, daß für die Biegelinie ein algebraischer Ausdruck

$$y = a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 \dots \dots \dots (2)$$

mit den noch unbestimmten Koeffizienten a_1 bis a_4 so eingeführt wird, daß zunächst die Grenzbedingungen des Problems

$$\left. \begin{array}{l} \text{für } x = 0, y = 0: \frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M_A}{EJ} \\ \text{für } x = l, y = 0: \frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M_B}{EJ} \end{array} \right\} \dots \dots \dots (2a)$$

erfüllt werden.

Dann wird der Ausdruck für die innere Biegeungsarbeit L_i und für die Arbeit der äußeren Kräfte und Momente L_a aufgestellt und in diesen (2) so eingeführt, daß der Ausdruck

$$J = L_i - 2 L_a \dots \dots \dots (3)$$

zu einem ausgezeichneten Wert (Minimum) wird. Dies erfordert aber nach Lorenz das Verschwinden der partiellen Ableitungen

$$\left. \begin{array}{l} \frac{\partial L_i}{\partial a_1} - 2 \frac{\partial L_a}{\partial a_1} = 0 \\ \frac{\partial L_i}{\partial a_2} - 2 \frac{\partial L_a}{\partial a_2} = 0 \end{array} \right\} \dots \dots \dots (4)$$

In unserem Falle genügen vier Koeffizienten zur einfachsten Darstellung der Verhältnisse, und es wird nur die erste Gleichung (4) gebraucht. Wir erhalten mit (2) aus (2a) die Bedingungsgleichungen

$$\left. \begin{array}{l} \left(\frac{y}{l} \right)_{x=l} = a_1 + a_2 l + a_3 l^2 + a_4 l^3 = 0 \\ \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)_{x=0} = 2 a_2 = \frac{M_A}{EJ} \\ \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)_{x=l} = 2 a_2 + 6 a_3 l + 12 a_4 l^2 = \frac{M_B}{EJ} \end{array} \right\} \dots \dots (5)$$

aus denen somit a_2 bestimmt ist und a_3 wie a_4 als Funktionen von a_1 dargestellt werden können.

¹⁾ Gumbel, d. Z. 1918, Heft 3/4.

²⁾ Lorenz, Technische Elastizitätslehre § 40, S. 397.

³⁾ Schweiz. Bauzeitung 1918, Heft 7; ebenda Heft 14, S. 139.

Wir bilden nun die Ausdrücke für die innere Arbeit

$$L_i = -\frac{EJ}{2} \int_0^l y''^2 dx + \frac{P^2 l}{EF} \dots \dots \dots (6)$$

und für die äußere

$$L_a = \frac{1}{2} P \Delta x + \frac{1}{2} \int_0^l q y dx + \left(\frac{1}{2} \int_0^l M_A \frac{l-x}{l} y'' dx + \frac{1}{2} \int_0^l M_B \frac{x}{l} y'' dx \right) (7)$$

(Arbeiten der Kraft P bei Annäherung der Stützen um Δx , der Querbelastung bei der Durchbiegung und endlich der Momente M_A, M_B). Nach Ausführung der einfachen Rechnung und Bildung der partiellen Differentialquotienten nach a_1 (zufolge Vorschrift 4) folgt schließlich

$$a_1 = \frac{q l^3}{24 EJ} + \frac{1}{4,8} \frac{P}{EJ} \frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} - \frac{2 M_A + M_B}{12 EJ} l \dots (8)$$

und

$$\left. \begin{array}{l} a_3 = -\frac{q l}{12 EJ} - \frac{M_A - M_B}{6 EJ} - \frac{1}{2,4 l} \frac{P}{EJ} \frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} \\ a_4 = \frac{q}{24 EJ} + \frac{1}{4,8 l^2} \frac{P}{EJ} \frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} \end{array} \right\} (9)$$

wonach die Gleichung der elastischen Linie ohne Mühe nach (2) angeschrieben werden kann.

Es ist dazu jedoch noch $\frac{\partial \Delta x}{\partial a_1}$ zu berechnen.

Aus der Bogenlänge

$$l = \int_0^l \sqrt{1 + y'^2} dx \sim \int_0^l \left(1 + \frac{y'^2}{2} \right) dx = l - \Delta x + \frac{1}{2} \int_0^l y'^2 dx$$

folgt mit Rücksicht auf die Kleinheit von Δx neben l

$$\Delta x \sim \frac{1}{2} \int_0^l y'^2 dx \dots \dots \dots (10)$$

und daher

$$\frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} = \int_0^l y' \frac{\partial y'}{\partial a_1} dx \dots \dots \dots (11)$$

Durch Benutzung von (2) und der Ableitungen nach a_1 folgt weiter

$$\frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} = \frac{q l^4}{48} + \frac{P l^2}{9,6 EJ} \frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} - 0,6 \frac{M_A + M_B}{6 EJ} l^2 \dots (12)$$

Es ist daher

$$\frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} = \frac{q l^4}{1,6 \cdot 8} - 0,6 (M_A + M_B) \frac{l^2}{9,6 EJ} = 1,6 \frac{M_0 - 0,6 (M_A + M_B)}{P_k - P} \dots (12a)$$

wenn wir hierin $\frac{q l^4}{8} = M_0$ und mit genügender Annäherung

$$\frac{9,6 EJ}{l^2} = P_k \dots \dots \dots (13)$$

als Knicklast setzen, wobei der Zahlenkoeffizient 9,6 sich vom Eulerschen Wert $\pi^2 = 9,87$ nur um 2,7% unterscheidet.

Um die größte Durchbiegung zu finden, setzen wir in der Gleichung der elastischen Linie $\frac{\partial y}{\partial x} = 0$ und führen hierin

$$x_0 = \frac{l}{2} - \varepsilon \dots \dots \dots (14)$$

ein, wo ε eine kleine Größe sei.

Dann ergibt sich nach einiger Rechnung

$$\varepsilon = l \frac{M_A - M_B}{12 (M_A + M_B)} \dots \dots \dots (15)$$

die Strecke, um welche die tiefste Einsenkung aus der Mitte verschoben erscheint.

Eingesetzt in die Gleichung der elastischen Linie wird dann

$$y_{\max} = f = \frac{5}{16 \cdot 24} \frac{q l^4}{EJ} - \frac{1}{16} (M_A + M_B) \frac{l^2}{EJ} + \frac{5}{16 \cdot 4,8} \frac{P l^2}{EJ} \frac{\partial \Delta x}{\partial a_1} - \frac{24 EJ}{12 (M_A + M_B)} \frac{l^3}{EJ} (M_A - M_B) \quad (16)$$

und mit Rücksicht auf Gl. (12a)

$$f = \frac{\frac{q l^2}{8} - 0,6 (M_A + M_B)}{P_k - P} - \frac{(M_A - M_B)^2}{30 P_k (M_A + M_B)} \sim \frac{M_0 - 0,6 (M_A + M_B)}{P_k - P} \quad (17)$$

wobei der zweite Bruch fast immer vernachlässigt werden darf. Es ist nun jedenfalls sehr bemerkenswert, daß die größte Durchbiegung f (sofern das weitaus überwiegende erste Glied in Gleichung 17 in Betracht kommt) genau ebenso groß auch bei der eingangs erwähnten, theoretisch nicht einwandfreien Annahme von zwei Parabeln erhalten wurde, womit nur bestätigt wird, daß für die Berechnung von f (und auch des Momentes M) die genaue Form der Biegelinie fast ohne Einfluß ist.

Das durch die Knickungsbiegung entstehende Moment M an der Stelle der tiefsten Einsenkung ist jetzt unter Berücksichtigung von 14) und nach entsprechendem Umformen

$$M = \frac{\frac{q l^2}{8} \mathfrak{C}}{\mathfrak{C} - 1} - 0,6 \frac{(M_A + M_B) \left(\frac{\mathfrak{C}}{2} + 0,1 \right)}{\mathfrak{C} - 1} - (M_A - M_B) \cdot \left(\frac{M_A - M_B}{30 \mathfrak{C} (M_A + M_B)} + \frac{\varepsilon}{l} \right) \quad (18)$$

Sieht man wieder von dem letzteren Zusatzglied ab, das nur von sehr geringem Einfluß ist und daher praktisch ohne Belang bleibt, so erhält man auch hier die gleiche Formel für M wie in der erwähnten ersten Veröffentlichung.

Ein weiterer Einwand¹⁾ bezog sich auf die stellenweise großen Unterschiede der ausgerechneten Momente nach meiner und nach der genauen Müller-Breslauschen Formel.

Es ist nun von Interesse, den Vergleich der beiden Formeln in allgemeiner Weise durchzuführen. Um diesen Vergleich möglichst einfach und anschaulich zu bekommen, soll die gleichförmige Querbelastrung q in beiden Fällen gleich gelassen werden, auch möge ein Knotenmoment nur am Auflager B wirken, wie dies auch in meinem Aufsatz (a. a. O. S. 134) angenommen war. (Fig. 1.)

Es mögen dann die drei Fälle unterschieden werden:

- kleine Knicksicherheit \mathfrak{C} nahe an 1,
- mittlere Knicksicherheit $\mathfrak{C} \sim 1,5$ bis 10,
- große Knicksicherheit (bis $\mathfrak{C} = \infty$).

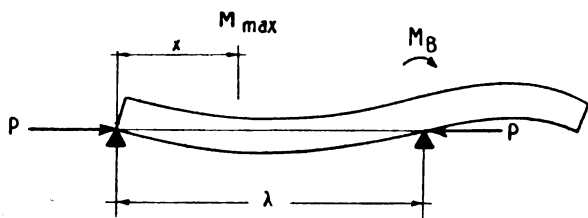


Fig. 1.

Die Müller-Breslauschen Formeln²⁾ seien für diesen Fall noch einmal angeschrieben mit den Bezeichnungen der Fig. 1. Es ist

$$M_{\max} = q k^2 \left(\frac{1}{\cos \frac{x}{k}} - 1 \right) \quad (19)$$

Hierin ist

$$\operatorname{tg} \frac{x}{k} = \frac{-M_B + q k^2}{q k^2 \sin \alpha} - \cotg \alpha \quad (20)$$

¹⁾ Schlußner, D. Z. 1918. Heft 11/12.

²⁾ Müller-Breslau, Graph. Statik, Bd. II, Abt. II, S. 283 ff.

$$a = \frac{l}{k} = \frac{\pi}{\sqrt{\mathfrak{C}}} \quad (21)$$

$$k^2 = \frac{EJ}{P} = \mathfrak{C} \frac{l^2}{\pi^2} \quad (22)$$

Diese Gleichungen werden nun mit Rücksicht auf die kleine Knicksicherheit umgeformt und vereinfacht.

Wir setzen

$$\mathfrak{C} = 1 + \xi \quad (23)$$

wo ξ ein kleiner Bruch sei, somit ist

$$\sin \alpha = \sin \frac{\pi}{\sqrt{1+\xi}} \sim \frac{\pi \xi}{2} = \frac{\pi}{2} (\mathfrak{C} - 1) \quad (24)$$

und

$$\cos \alpha = -1$$

Weiter ist

$$\operatorname{tg} \frac{x}{k} = \frac{-\frac{M_B}{q k^2} + 1 - \cos \alpha}{\sin \alpha} \quad (25)$$

und

$$\frac{1}{\cos \frac{x}{k}} = \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \frac{x}{k}} \sim \frac{2 - \frac{M_B}{q k^2}}{\frac{\pi}{2} (\mathfrak{C} - 1)}$$

Damit folgt

$$M_{\max} = \left(\frac{2 - \frac{M_B}{q k^2}}{\frac{\pi}{2} (\mathfrak{C} - 1)} - 1 \right) q k^2 \quad (26)$$

An Stelle von $q k^2$ kann nach 22) gesetzt werden mit

$$M_0 = \frac{q l^2}{8} \quad (27)$$

$$\frac{8}{\pi^2} \cdot \mathfrak{C} \frac{q l^2}{8} \sim 0,81 \mathfrak{C} M_0 \quad (28)$$

und es wird schließlich

$$M_{\max} = \frac{0,81 \mathfrak{C} M_0}{\mathfrak{C} - 1} \left(\frac{4}{\pi} - \mathfrak{C} + 1 \right) - \frac{M_B}{\frac{\pi}{2} (\mathfrak{C} - 1)} \sim \frac{M_0 \mathfrak{C}}{\mathfrak{C} - 1} (1,035 - 0,81 \xi) - \frac{0,636 M_B}{\mathfrak{C} - 1} \quad (29)$$

Für kleine Werte ξ , für welche die gemachten Annäherungen noch zulässig sind, also bis etwa $\xi \sim 0,1$, kann dann mit genügender Annäherung (bis $\sim 5\%$ genau) gesetzt werden.

$$M_{\max} = \frac{M_0 \mathfrak{C}}{\mathfrak{C} - 1} - \frac{0,636 M_B}{\mathfrak{C} - 1} \quad (30)$$

Nach Formel 18) ist aber gleichfalls unter Vernachlässigung des letzten Gliedes¹⁾

$$M'_{\max} = \frac{M_0 \mathfrak{C}}{\mathfrak{C} - 1} - \frac{\left(0,6 + \frac{\xi}{2} \right) M_B}{\mathfrak{C} - 1} \quad (31)$$

Nun ist

$$\frac{\mathfrak{C}}{2} + 0,1 = 0,6 + \frac{\xi}{2} \sim 0,6 \text{ bis } 0,65 \text{ (zwischen } \mathfrak{C} = 1 \text{ u. } \mathfrak{C} = 1,1)$$

womit die Übereinstimmung beider Formeln innerhalb 5% Genauigkeitsgrenze für sehr kleine Knicksicherheit erwiesen ist.

Für die Abschätzung des Fehlers ist eine Verabredung über das größte vorkommende Verhältnis des Knotenmomentes M_B zum Feldmoment für Biegelastbelastung allein $M_0 = \frac{q l^2}{8}$ zweckmäßig.

Bei der gewählten besonderen Anordnung (Fig. 1) wird nahezu immer $M_B < M_0$ sein, weil das überragende Ende

¹⁾ Wird die Rechnung genau durchgeführt, so ist die Übereinstimmung noch erheblich besser, sie läßt sich aber nicht in allgemeiner Weise übersichtlich gestalten. Für $\mathfrak{C} = 1,1$ und $M_B = M_0$ gibt Gl. (18): $M_{\max} = 4,5 M_0$, die Müller-Breslausche Formel dagegen $4,55 M_0$, dies entspricht einem Fehler von etwa 1% .

des Holmes wohl nur in Ausnahmefällen die halbe Feldlänge erreicht und weil außerdem die Querbelastung des Außenfeldes nach dem Flügelende zu abnimmt, es ist also jedenfalls

$$M_B < \frac{q \left(\frac{l}{2}\right)^2}{2}, \text{ also } M_B < \frac{q l^2}{8} \quad (32)$$

Wir können daher als obere Grenze für diese besondere, aber viel verwendete Anordnung

$$M_B = M_0 \quad (33)$$

setzen zur Abschätzung des größten Fehlers. Für andere Anordnungen (durchlaufende Träger $M_A \neq 0$) gilt das weiter unten Gesagte.

b) Für mittlere Knicksicherheiten empfiehlt sich die direkte Berechnung nach beiden Formeln für verschiedene \mathfrak{S} und freibleibendes Verhältnis $\frac{M_B}{M_0}$. Während diese Rechnung für die Formel 18) sogleich im Kopfe erledigt werden kann, erfordert die Müller-Breslausche erst einige hierfür zweckmäßige Umänderungen.¹⁾ Es kann zunächst Gl. 20) bzw. 25) immer auf die Form

$$\operatorname{tg} \frac{x}{k} = a - b \cdot \frac{M_B}{M_0} \quad (34)$$

wo b stets < 1 ist, gebracht werden. Damit berechnet man

$$\frac{1}{\cos \frac{x}{k}} = \sqrt{(1 + a^2) - 2ab \frac{M_B}{M_0} + b^2 \left(\frac{M_B}{M_0}\right)^2} \quad (35)$$

und findet

$$M_{\max} = M_0 \cdot \left(0,81 \mathfrak{S} \sqrt{(1 + a^2) - 2ab \frac{M_B}{M_0} + b^2 \left(\frac{M_B}{M_0}\right)^2} - 0,81 \mathfrak{S} \right) \quad (36)$$

Für kleine Knotenmomente ist (weil auch $b < 1$) angenähert

$$M_{\max} = 0,81 \mathfrak{S} (\sqrt{1 + a^2} - 1) M_0 - \frac{0,81 \mathfrak{S} ab}{\sqrt{1 + a^2}} M_B \quad (37)$$

Die nach dieser letzteren Gleichung berechneten Momente sind in Zahlentafel 1 in Vergleich mit M_0 aus Formel 18) gebracht. Dort sind auch die prozentualen Differenzen und die größten prozentualen Fehler (für $M_B = M_0$) angegeben, wobei ohne jede Vernachlässigung gerechnet worden ist.

c) Große Knicksicherheit.

Wenn \mathfrak{S} sehr groß, so ist $a = \frac{\pi}{\sqrt{\mathfrak{S}}}$ sehr klein, $\sin a \sim a$, $\cos a = 1 - \frac{a^2}{2}$.

Führt man diese Werte ein in Gleichung 20), so folgt:

$$\operatorname{tg} \frac{x}{k} = -\frac{M_B}{q k^2 a} + \frac{a}{2} \quad (38)$$

und

$$\frac{1}{\cos \frac{x}{k}} = \sqrt{1 + \frac{a^2}{4} - \frac{M_B}{q k^2} + \frac{M_B^2}{q^2 k^4 a^2}} \sim 1 + \frac{a^2}{8} - \frac{M_B}{2 q k^2} + \frac{M_B^2}{2 q^2 k^4 a^2} \quad (39)$$

somit

$$M_{\max} = \frac{a^2 q k^2}{8} - \frac{M_B}{2} + \frac{M_B^2}{2 q k^2 a^2} \quad (40)$$

Nun ist

$$q k^2 a^2 = 0,81 \mathfrak{S} M_0 \frac{\pi^2}{\mathfrak{S}} = 8 M_0 \quad (41)$$

¹⁾ Man hat sich bei diesen Rechnungen vor leicht vorkommenden Vorzeichenfehlern zu hüten. Bei Müller-Breslau (Original Graph. Statik, Bd. II, Abt. II, S. 288) ist in Gl. (42) und (44) $-q k^2$ statt $+q k^2$ zu setzen, (was übrigens im beigegebenen Druckfehlerverzeichnis berichtigt ist!). Aber auch in dem neuen sonst recht zuverlässigen Buche von Schwengler „Statik im Flugzeugbau“ findet sich derselbe Fehler und führt zu falscher Rechnung. S. 167.

Bei der Ableitung von Formel (18) ist von vornherein M_B (u. M_A) als entlastend angenommen und daher mit entgegengesetztem Vorzeichen wie M_0 eingeführt worden. Es braucht daher nicht noch einmal etwa $M_B = -M_0$ gesetzt zu werden.

somit

$$M_{\max} = M_0 - \frac{M_B}{2} + \frac{M_B^2}{16} = M_0 - \frac{M_B}{2} \left(1 - \frac{M_B}{8 M_0} \right) \quad (42)$$

Die Formel 18 gibt dagegen für sehr großes \mathfrak{S} ($\mathfrak{S} = \infty$)

$$M'_{\max} = M_0 - \frac{M_B}{2} \quad (43)$$

und der prozentuale Unterschied beträgt

$$\varphi = \frac{M'_{\max} - M_{\max}}{M_{\max}} = \frac{M_B^2}{16 M_0} \cdot \frac{1}{M_0 - \frac{M_B}{2} + \frac{M_B^2}{16}} \quad (44)$$

Für den äußersten Fall

$$M_B = M_0 \text{ ist } \varphi = \frac{1}{9} = 0,11 = 11\%.$$

Eine übersichtliche Darstellung der prozentualen Abweichungen der nach Formel 18) gefundenen Momente gegenüber den aus der Müller-Breslauschen Gleichung 19) stammenden gibt Fig. 3 u. 4 (in Abhängigkeit vom Verhältnis $\frac{M_B}{M_0}$).

Es ist aus diesen „Fehlerkurven“ deutlich zu ersehen:

1. Für kleine Knicksicherheiten (große Knickkräfte) herrscht gute Übereinstimmung.
2. Auch bei großer Knicksicherheit ist die Formel 18) noch brauchbar, wenn das entlastende Knotenmoment M_B klein ist.
3. Für $\frac{M_B}{M_0} = 1$ wird auch für sehr große Knicksicherheit der Fehler nicht größer als 11%.
4. Für große entlastende Momente wird die Formel 18) unbrauchbar.¹⁾

Nimmt man als Grenze der Brauchbarkeit mit Rücksicht auf die sonstigen vielfach unsicheren Annahmen einen Fehler von 5% an, gegenüber der Müller-Breslauschen Formel, so umgrenzt Fig. 5 das Gebiet, in dem die Anwendung der Gl. 18 gerechtfertigt ist.

Es ist zum Schluß noch eines weiteren wichtigen Einwandes zu gedenken, den man gegen die Anwendung der Formel erheben könnte. Ihrer Ableitung nach betreffen sie ausdrücklich den beiderseits gelenkig gelagerten Stab mit entlastenden Knotenmomenten an den Auflagern. Woher diese Knotenmomente stammen, war für die Rechnung ohne

¹⁾ Für $\mathfrak{S} = \infty$ ergibt sich übrigens die Bedeutung von Gl. (43) ohne weiteres aus Fig. 2 als des Momentes in der Mitte. Das größte Feldmoment tritt dann nach der gleichen Figur im Abstand von der Mitte

$$\varepsilon = \frac{M_B}{q l} = \frac{M_B}{8 M_0} \quad (45)$$

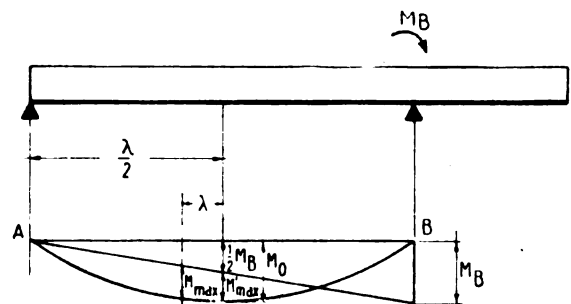


Fig. 2.

auf, wie eine kurze Rechnung zeigt, und es ist

$$M_{\max} = M_0 - \frac{M_B}{2} + \frac{1}{2 q l^2} M_B^2 = M_B - \frac{M_B}{2} \left(1 - \frac{M_B}{8 M_0} \right).$$

Dies stimmt also mit der Müller-Breslauschen Formel genau überein. Berücksichtigt man übrigens in Gl. (18) noch das bisher vernachlässigte Zusatzglied, so findet man dafür mit

$$\varepsilon = \frac{l}{12} \quad (46)$$

$$M_{\max} = M_0 - \frac{M_B}{2} + \frac{M_B}{12} = M_0 - \frac{M_B}{2} \left(1 - \frac{1}{6} \right) \quad (47)$$

Für $M_B = M_0$ wird dann der prozentuale Fehler nur $\approx \frac{1}{27} = 4\%$.

Belang, in den wiederholt erwähnten Beispielen (diese Zeitschrift S. 134, Fig. 2) ist ein überragendes Holmende die Veranlassung gewesen. Es ist aber ebensogut denkbar, daß M_A und M_B die resultierenden Einspannungsmomente eines

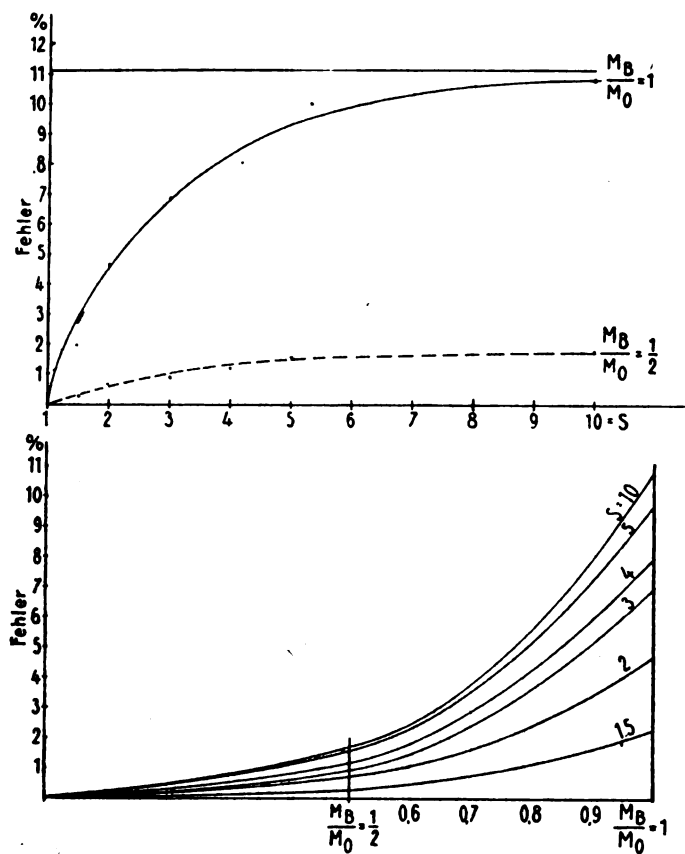


Fig. 3 und 4.

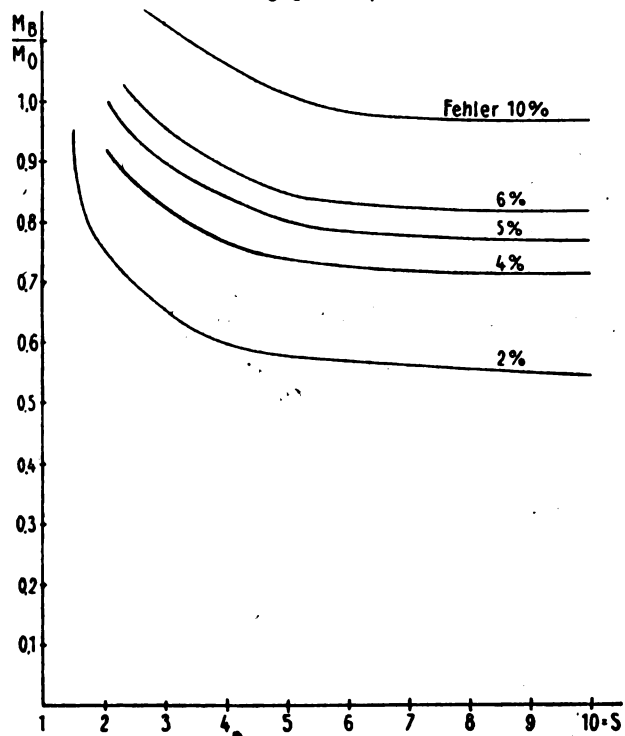


Fig. 5.

vollkommen oder unvollkommen eingespannten Balkens, oder Momente an zwei Auflagern eines durchgehend gestützten Trägers darstellen. Vorausgesetzt ist immer, daß M_A und M_B

¹⁾ Aus diesem Grunde folgt auch, daß für Knotenmomente M_A und M_B an beiden Stabenden die Formel (18) nur dann nicht zu große Abweichungen von der Müller-Breslauschen Formel gibt, wenn diese Momente klein (in Summe also höchstens M_0) erreichen.

bekannt sind. Im Falle der Einspannung sind sie es aber im allgemeinen von vornherein nicht.

Um nun auch in solchen Fällen die Näherungsmethode verwenden zu können, soll beispielsweise untersucht werden, wie sich die Verhältnisse bei unvollkommener Einspannung eines Knotens (Knoten B) ändern.

Hier ist das resultierende Einspannungsmoment M_B nicht bekannt und auch die Tangentenneigung τ_B steht mit diesem nur in irgendeiner funktionellen Abhängigkeit, darf aber selbst auch nicht (wie etwa bei vollkommener Einspannung) in die Grenzbedingungen eingeführt werden. Dagegen dürfen wir diese Beziehung, welche den elastischen Einspannungswiderstand zum Ausdruck bringt, an Stelle der letzten Grenzbedingung 5) einsetzen. Ist m_B ein etwa vorhandenes konstantes Knotenmoment (z. B. von überkragendem Ende usw. herrührend), so ist

$$M_B = m_B - \psi(\tau_B) \quad (48)$$

Die Funktion ψ ist durch die Art der Einspannung (Gelenkreibung, Nachgiebigkeit fester Lager) bedingt. Als einfachster Fall ist eine lineare Zunahme des Einspannungswiderstandes mit der Tangentenabweichung denkbar.

Wir setzen also

$$M_B = m_B - \mu \tau_B \quad (49)$$

und erhalten mit Gl. 2

$$\tau_B = a_1 + 2a_2x + 3a_3x^2 + 4a_4x^3 \quad (50)$$

sowie als Grenzbedingungen:

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{y}{l}\right)_{x=l} &= 0 = a_1 + a_3l^2 + a_4l^3 \\ \left(\frac{d^2y}{dx^2}\right)_{x=0} &= 0 = 2a_2 \dots a_2 = 0 \\ \left(\frac{d^2y}{dx^2}\right)_{x=l} &= \frac{M_B}{EJ} = 6a_3l + 12a_4l^2 = \\ &= \frac{m_B}{EJ} - \frac{\mu}{EJ}(a_1 + 3a_3l^2 + 4a_4l^3) \end{aligned} \right\} \quad (51)$$

Die weitere Rechnung nach dem oben erwähnten Ritz-Lorenzischen Verfahren schließt sich den voranstehenden Ausführungen an, ist aber reichlich langwierig. Wenn es sich jedoch bloß darum handelt, die wirkliche Knicklast zu finden, so läßt sie sich erheblich abkürzen und führt schließlich zu dem Ausdruck

$$P_k = \frac{EJ}{l^2} \cdot \frac{4,8 + 1,2 \frac{\mu l}{EJ} + 0,2 \left(\frac{\mu l}{EJ}\right)^2}{0,486 + 0,122 \left(\frac{\mu l}{EJ}\right) + 0,009 \left(\frac{\mu l}{EJ}\right)^2} \quad (52)$$

Dies stellt aber auf alle Fälle eine Erhöhung der Knicklast dar. Zunächst ergeben sich sogleich die beiden Grenzfälle

$$\left. \begin{aligned} \text{a) Knoten B gelenkig.} \\ \mu = 0, P_k &= 9,85 \frac{EJ}{l^2} \sim \pi^2 \frac{EJ}{l^2} \\ \text{b) Knoten B fest eingespannt} \\ \mu = \infty, P_k &= 20,4 \frac{EJ}{l^2} \end{aligned} \right\} \quad (53)$$

(einseitig eingespannter Stab mit gelenkigem anderem Ende!).

Für einen Zwischenwert möge als Beispiel angenommen werden, daß eine Winkeländerung der Einspannungstangente von je $\frac{1}{1000} = 3,44'$ durch ein Moment von 1000 cmkg bewirkt wird. Dann ist $\mu = 10^6$ cmkg; ist dann noch $l = 200$ cm, $E = 10^5$ kg/cm² (Holz) und $J = 100$ cm⁴, so folgt $\frac{l\mu}{EJ} = 20$ und

$$P_k = \frac{EJ}{l^2} \frac{4,8 + 24 + 80}{0,486 + 2,44 + 3,92} = 15,9 \frac{EJ}{l^2} \quad (54)$$

Zusammenfassung.

Es wird die Berechtigung der früher abgeleiteten Näherungsformeln für die Durchbiegung und das größte Moment eines quer und längs belasteten Trägers mit entlastenden

Knotenmomenten erwiesen und ihre Abweichungen von den genauen Resultaten nach der Müller-Breslauschen Formel geprüft. Besprechung einiger Einwände und der Anwendung auf Träger mit einem eingespannten Ende. Angabe der Knickformel für diesen Fall bei unvollkommener Einspannung.

Zahlentafel.

• C	M'_{\max} nach Formel 4 (ohne Zusatzglied)		M_{\max} nach Formel 37 (angenähert)	$100 (M'_{\max} - M_{\max})$ M'_{\max} Fehler in v. H. (genaue Rechnung) für $M_B = \frac{1}{2} M_0$ $M_B = M_0$	
1,1	11	$M_0 - 6,5 M_B$		—	1,10
1,5	3	$M_0 - 1,7 M_B$	$3,025 M_0 - 1,74 M_B$	0,27	2,25
2	2	$M_0 - 1,1 M_B$	$2,0 M_0 - 1,13 M_B$	0,7	4,66
3	1,5	$M_0 - 0,8 M_B$	$1,505 M_0 - 0,82 M_B$	0,9	6,9
4	1,33	$M_0 - 0,7 M_B$	$1,34 M_0 - 0,707 M_B$	1,2	7,9
5	1,25	$M_0 - 0,65 M_B$	$1,25 M_0 - 0,654 M_B$	1,6	9,64
10	1,11	$M_0 - 0,565 M_B$	$1,1 M_0 - 0,570 M_B$	1,7	10,8
∞		$M_0 - 0,5 M_B$	$M_0 - 0,5 M_B$	—	11,1

Der italienische Caproni-Doppel-decker.

(Mit Tafel VIIa bis XVI.)

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.

Der italienische Caproni-Doppeldecker, obgleich eines der ältesten in diesem Kriege aufgetauchten Großflugzeuge und seither nur wenig verändert, steht dennoch noch immer — zusammen mit dem englischen Handley-Page — an der Spitze aller feindlichen Großflugzeuge. Er steht bei den italienischen Fliegertruppen in einer Anzahl von mindestens 150 Stück in Verwendung und wird nicht nur von den italienischen Caproniwerken in größter Zahl hergestellt, sondern auch in Serie von einer französischen Zweigfirma gebaut. Auch die Vereinigten Staaten von Amerika haben den Caproni als ihr

Standardgroßflugzeug angenommen und unter Leitung von aus Italien berufenen Ingenieuren und Meistern mit dem Bau derselben in großem Maßstabe begonnen.

Bei dieser großen Beliebtheit und Verbreitung des Caproni bei unseren Gegnern, der zweifellos entsprechende Vorzüge zugrunde liegen, wird eine genaue Beschreibung dieses Flugzeugs auch für deutsche Flugtechniker sicher von Interesse sein, wenn auch der Caproni bisher vorwiegend nur an der italienischen Front und nur in geringem Maße an der Westfront vorkommt.

Obgleich die Zahl der abgeschossenen Caproni keineswegs gering ist, so finden sich doch nur wenige unter ihnen, die so vollständig und in allen Teilen so gut erhalten sind, wie es für eine wirklich genaue Aufnahme notwendig erscheint. Für die Anfertigung der diese Beschreibung begleitenden Zeichnungen und Lichtbilder standen in der Hauptsache zwei im Besitze der k. u. k. Heeresverwaltung befindliche Caproni-Flugzeuge zur Verfügung. Das eine derselben wurde — obgleich noch der älteren Serie mit drei 100 PS-Motoren angehörend — als hauptsächlichste Grundlage für die Zeichnungen (insbesondere die Gesamtübersichtsblätter) verwendet, da es sich in vollkommen unbeschädigtem, flugfähigem Zustande befindet. Außerdem wurde noch ein neueres allerdings stark beschädigtes Flugzeug benutzt (besonders für die Zeichnungen der Tragflächen, Beschlüge und des Maschinengewehrturns), das — wie die meisten neueren Caproniflugzeuge — mit drei 160 PS-Motoren ausgerüstet ist. Mit Ausnahme einiger kleinen, in der Beschreibung hervorgehobenen Unterschiede zeigte sich im Bau des neueren Flugzeuges gegenüber dem älteren keine Abweichung.

Allgemeines.

Der allgemeine Bau des Caproni-Doppeldeckers dürfte wohl ziemlich bekannt sein, obwohl diese Bauart sonst bei keinem der gegenwärtig in Gebrauch stehenden feindlichen Großflugzeuge vorkommt. Bekanntlich ist die große Mehrzahl der sonstigen Großflugzeuge im wesentlichen ebenso gebaut wie die normalen Ein- und Zweisitzer und unterscheidet sich

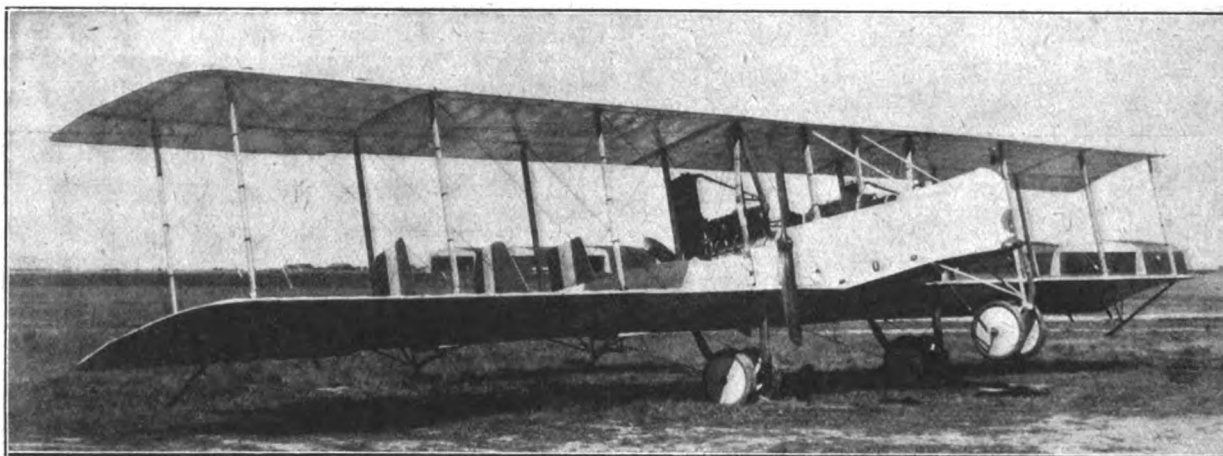


Fig. 1. »Caproni«-Doppeldecker. Ansicht schräg von vorne.

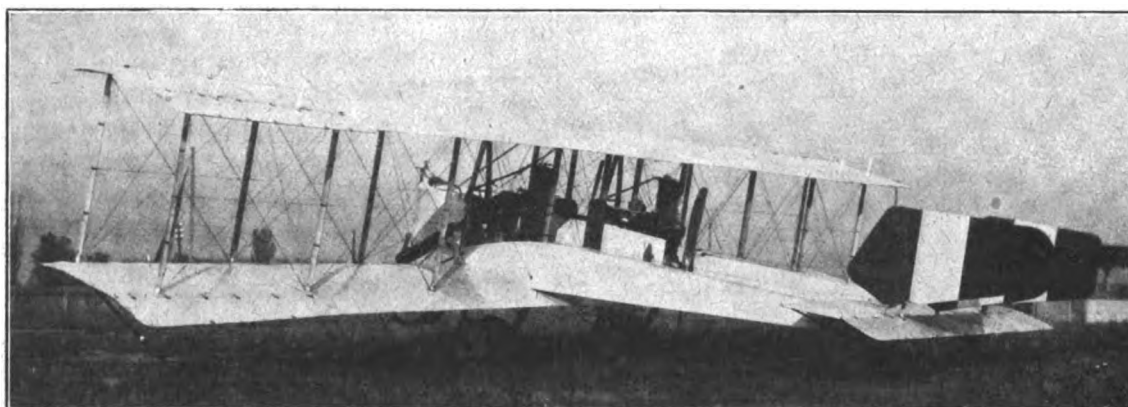


Fig. 2. Ansicht schräg von hinten.

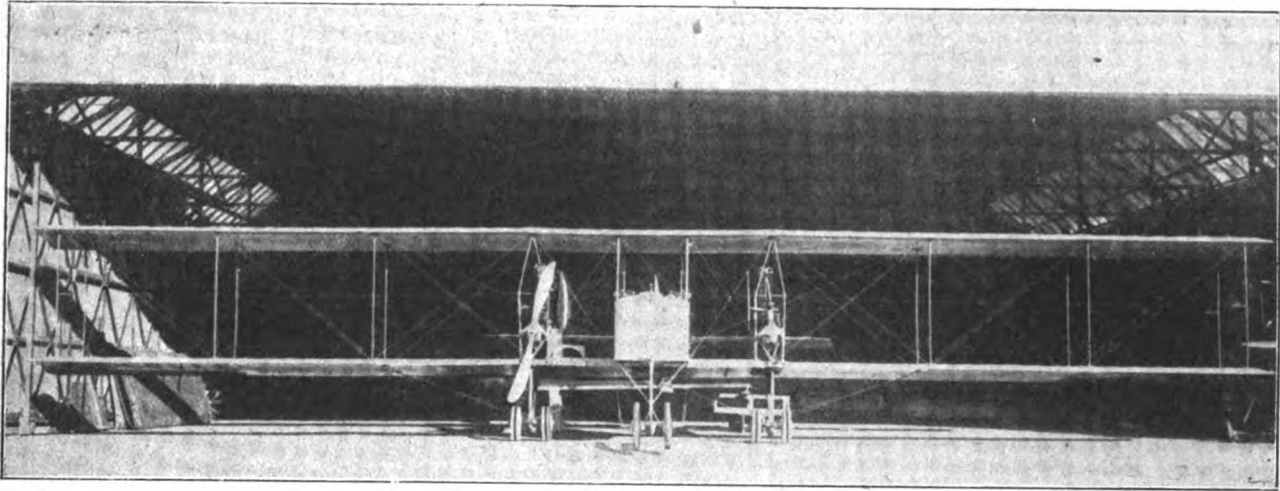


Fig. 3. »Caproni«-Doppeldecker. Ansicht von vorne.

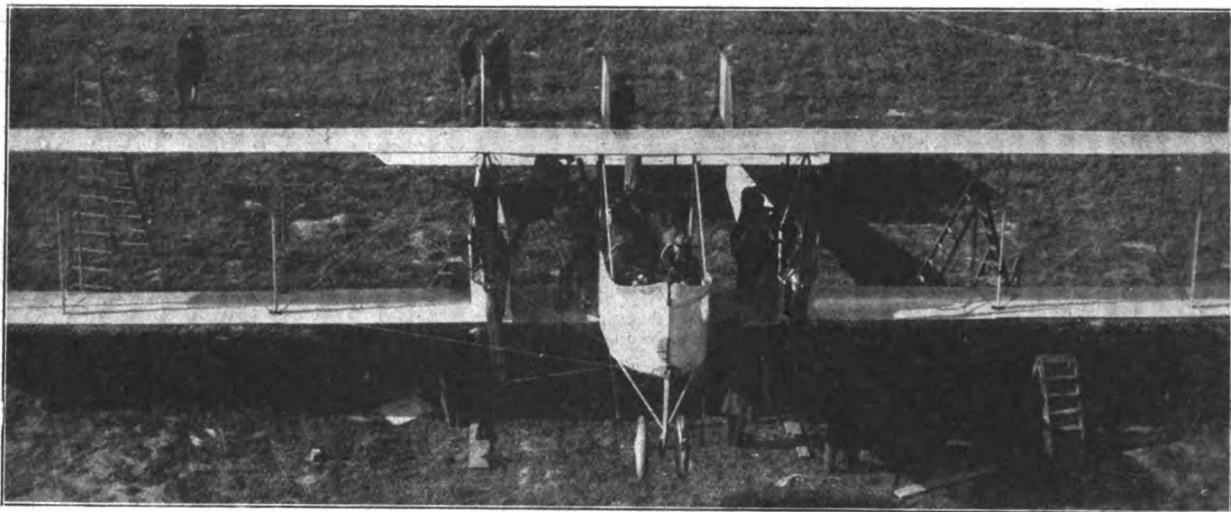


Fig. 4. Ansicht von vorne oben.

von diesen in der Hauptsache — abgesehen von den größeren Ausmaßen — nur dadurch, daß an Stelle des einen im Rumpf befindlichen und mit Zugschraube versehenen Motors zwei Motoren treten, die zu beiden Seiten des Rumpfes zwischen den Tragflächen mehr oder weniger vollkommen verschalt angeordnet sind. Auch das englische Riesenflugzeug von Handley-Page mit seiner Spannweite von 30,5 m unterscheidet sich in dieser Hinsicht nicht von anderen Großflugzeugen. Caproni dagegen hat seine Flugzeuge von Anfang an mit drei Rümpfen gebaut, und zwar mit Motoren in allen drei Rümpfen. Während der Mittelmittel als kurze Gondel ausgebildet ist, sind die beiden Seitenrümpfe bis zum Schwanz verlängert und tragen die Dämpfungsflosse mit dem Höhenruder und die auf der Dämpfungsflosse aufgesetzten Kielflossen und Seitenruder. In jedem Rumpf befindet sich ein Motor mit einer unmittelbar auf der Motorwelle sitzenden Luftschraube, und zwar liegt in der Mittelmittel die Schraube hinten und wirkt als Druckschraube, während in den Seitenrümpfen vorn liegende Zugschrauben in Anwendung stehen. Die gesamte Besatzung — zwei Flugzeugführer, von denen abwechselnd einer steuert, und ein Maschinengewehrschütze — befindet sich in der Mittelmittel, während die Seitenrümpfe unbemannt sind und deshalb entsprechend geringeren Querschnitt und damit verringerten Luftwiderstand besitzen.

Entsprechend der Verteilung der Nutzlast auf drei Rümpfe ergibt es sich, daß — im Gegensatz zu den normalen Rumpf- und auch Großflugzeugen — hier nicht der Rumpf die Grundlage der ganzen Konstruktion bildet und die Flügel, das Fahrgerüst und alle anderen Flugzeugbestandteile an ihn angesetzt sind, sondern daß das ganze Flugzeug sich in erster Linie auf

der Tragzelle aufbaut, in die umgekehrt die drei Rümpfe und die sonstigen Nebenteile eingebaut sind. Es ist dies ein Zurückgehen auf die älteste Konstruktionsweise von Zweideckern, wie sie von Wright, Voisin, Farman und ihren zahlreichen Nachahmern angewandt wurde, bei deren Doppeldeckern auch immer die Tragzelle die Grundlage des Ganzen bildete, während erst viel später — unter dem Einfluß der Eindecker von Blériot und anderen — diese Bauart immer mehr zugunsten des heute gebräuchlichen, ganz auf dem Rumpf aufgebauten Doppeldeckers verlassen wurde. Während die meisten anderen Großflugzeuge als vergrößerte und entsprechend umgewandelte Rumpfdoppeldecker anzusprechen sind, kann man den Caproni als einen zum Großflugzeug umgewandelten Farmandoppeldecker bezeichnen, wobei auch noch manche Einzelheiten der Ausführung an dieses Vorbild erinnern.

In konstruktiver Hinsicht hat die Mehrtrupfbauart jedenfalls einige Vorzüge, vor allem weil sie eine gute Verteilung der Gewichte und damit eine leichte Konstruktion ermöglicht. Auch wird durch die zwei Seitenrümpfe die Dämpfungsflosse besser mit der Hauptzelle verbunden als es bei einem einzigen Rumpf der Fall ist. Was den Luftwiderstand betrifft, so ist indes doch wohl anzunehmen, daß er größer ausfällt als bei nur einem Rumpf, vorausgesetzt, daß die außerhalb desselben liegenden Motoren gut verschalt sind. Ein wesentlicher Vorteil liegt in der Verwendung von drei Motoren an Stelle von zweien. Während bei einem Zweimotorenflugzeug beim Versagen eines Motors meist ein langsamer Verlust an Höhe unvermeidlich ist und es auch infolge des einseitigen Schraubenzuges nur schwer gelingt, geraden Kurs

zu halten, ist beim Dreimotorenflugzeug das Versagen eines Motors nicht von großer Bedeutung. Wenn außerdem, wie es beim Caproniflugzeug der Fall ist, für eine gewisse Zugänglichkeit der Motoren im Fluge gesorgt ist, so besteht auch die Möglichkeit, kleinere Störungen in der Luft zu beseitigen. Ein großer Nachteil des Motors in der Mittelgondel liegt aber darin, daß seine Luftschraube das Schußfeld nach hinten wesentlich einschränkt. Die älteren Capronidoppeldecker hatten überhaupt nur vorn ein Maschinengewehr und waren hinten vollkommen wehrlos. Erst später erkannte man die unbedingte Notwendigkeit, auch ein nach hinten schießendes Maschinengewehr zu haben, aber um nicht durch die mittlere Luftschraube gehindert zu sein, blieb kein anderes Mittel als die Errichtung eines hohen Turms am Hinterende der Gondel, von dem aus man über den Propeller hinwegschießen kann — eine Lösung, die schon wegen des großen Luftwiderstandes keinesfalls als besonders günstig bezeichnet werden kann.

Tragflächen.

Wie schon hervorgehoben wurde, sind beim Caproni-Doppeldecker die Tragflächen die Grundlage, auf denen sich das ganze Flugzeug aufbaut. Aus diesem Grunde soll auch mit der Beschreibung ihrer Konstruktion begonnen werden.

Die oberen und unteren Tragflächen sind genau gleich groß, sowohl in der Spannweite, als auch in der Tiefe und besitzen auch das gleiche Profil. Bemerkenswert ist die im Ver-

hältnis zu der bedeutenden Spannweite von 22,40 m verhältnismäßig geringe Flügeltiefe von 2,13 m, was einem Seitenverhältnis von 1:10,5 m entspricht. Der Umriss der Flügel ist ein sehr langgestrecktes Trapez, und zwar ist die Hinterkante an jeder Seite um etwa 400 mm länger als die Vorderkante. An den Querrudern ist die Tiefe, wie gebräuchlich, etwas vergrößert.

Das Flügelprofil fällt auf durch die auf reichlich zwei Drittel der Tiefe fast gleichmäßige Dicke. Dadurch wird es ermöglicht, daß der Hinterholm sehr weit zurückgeschoben werden kann, so daß das fre tragende Rippenendstück nur 28,6% der Flügeltiefe beträgt, und daß seine Stärke trotzdem nicht viel geringer ist als die des Vorderholms. In bezug auf die Festigkeit ist das sehr vorteilhaft, und insbesondere bei der im Verhältnis zur Tiefe so großen Spannweite ist der große Holmabstand sehr erwünscht, um eine genügend große Höhe für das innere liegende Flügelfachwerk zu erhalten. In aerodynamischer Hinsicht dagegen wäre wohl eine etwas schlanker auslaufende Profilform günstiger. Die Vorderkante ist schwach aufgebogen, ebenso weist die Hinterkante eine allerdings sehr geringe Aufbiegung auf. Die Pfeilhöhe beträgt auf der Unterseite 2,95%, auf der Oberseite 8,10% der Tiefe, ist also ziemlich bedeutend, wie es einem Flugzeug entspricht, das mehr auf große Tragfähigkeit als auf bedeutende Geschwindigkeit berechnet ist. Die maximale Dicke des Flügels beträgt 5,25% der Tiefe, ungefähr ein gebräuchlicher Mittelwert.

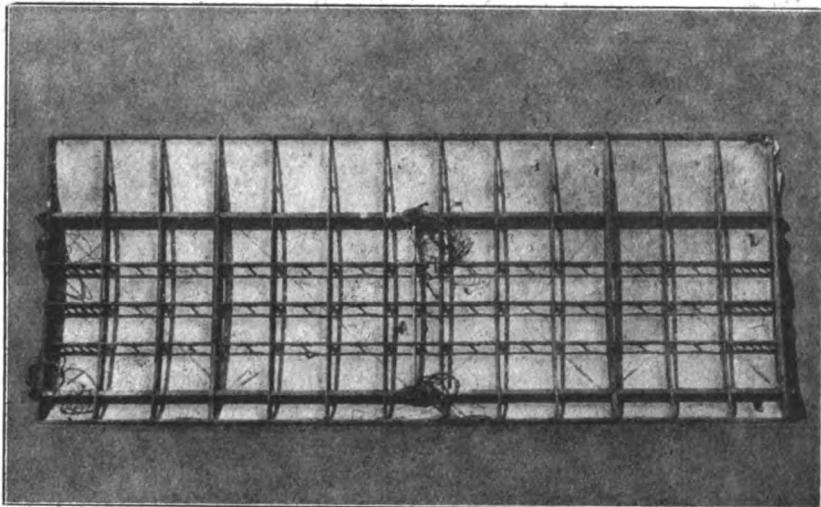


Fig. 5.

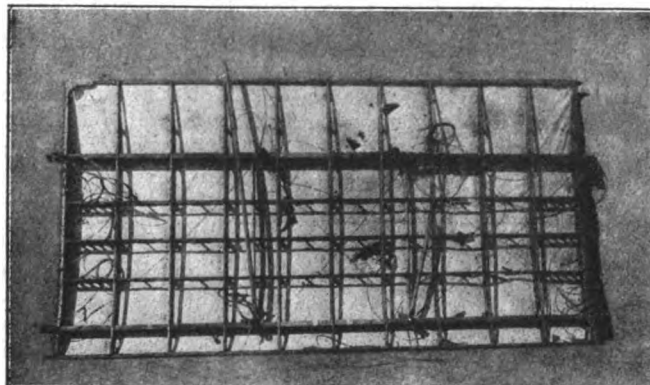


Fig. 6.

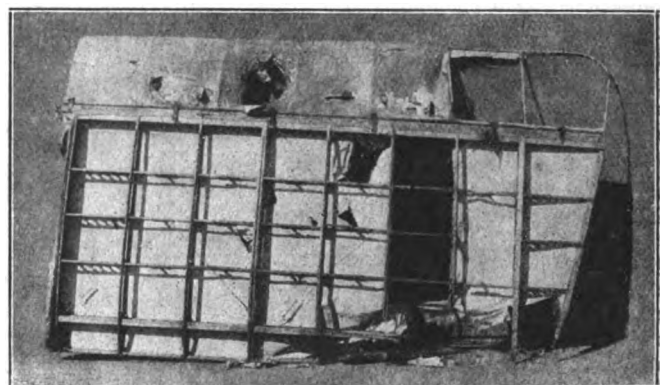


Fig. 7.

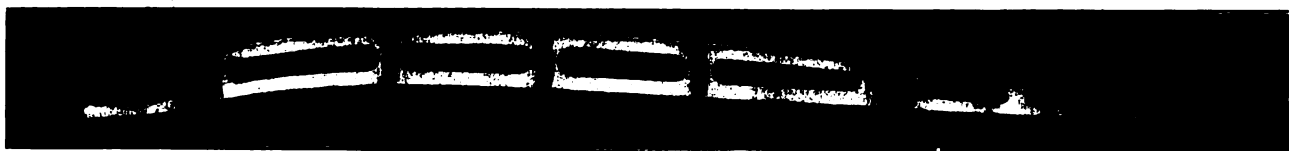


Fig. 8.

„Caproni“-Doppeldecker

Fig. 5—8.

Tragflächen und Rippe.

Die Tragflächen besitzen oben und unten weder eine Pfeilform, noch eine V-Stellung, auch ist keine Staffellung vorhanden. Der senkrechte Abstand von Holmmitte zu Holmmitte beträgt 2300 mm, d. i. 1,08 der Tiefe, ist also verhältnismäßig groß, so daß sich die Flächen in ihrer Tragfähigkeit wenig stören. Der Einstellwinkel beträgt an der oberen und unteren Fläche etwas über 5° und scheint über die ganze Breite gleich zu sein.

Querruder befinden sich sowohl an der oberen als auch an der unteren Fläche, und zwar an jedem Flügelende eines. Sie besitzen auch oben und unten gleiche Größe.

Die Fläche beträgt oben und unten ohne Querruder je $42,71 \text{ m}^2$, dazu je zwei Querruder von $2,18 \text{ m}^2$, also mit Querrudern $47,07 \text{ m}^2$. Die gesamte Tragfläche beträgt daher ohne Querruder $85,42 \text{ m}^2$, mit Querruder $94,14 \text{ m}^2$.

Ober- und Unterdeck bestehen des leichteren Transportes halber aus je fünf Teilen, von denen der etwa 4200 mm breite Mittelteil mit der Mittलगondel und den beiden Seitenrümpfen fest verbunden ist. Die daran angesetzten, etwa 5500 mm breiten Innenteile reichen bis zum Anfang der Querruder, an sie schließen sich die etwa 3600 mm langen Außenteile, die die Querruder tragen.

Außer den die Mittलगondel tragenden vier vertikalen Stielen und den die Seitenrümpfe haltenden Stielen, von denen der vordere ein Gabelstiel ist, sind an jeder Seite noch drei Stielpaare vorhanden, so daß das Flugzeug mit Einrechnung der die seitlichen Gondeln tragenden Stiele als Vierstieler bezeichnet werden kann. Die die Seitenrümpfe tragenden Stiele liegen an den Stoßstellen zwischen Mittelteil und Innenteilen, das vorletzte Stielpaar an der Stoßstelle zwischen Innenteil und Außenteil.

Die Holme bestehen aus Eschenholz und besitzen I-Querschnitt, wobei der Querschnitt in allen Teilen derselbe ist. Sie sind aus einem Stück ohne Leimungen hergestellt. Der Vorderholm ist 40 mm breit und 88 mm hoch und besitzt bei einer Flanschstärke von 27 mm und einer Stegdicke von 10 mm ein Trägheitsmoment von $217,3 \text{ cm}^4$ und ein Widerstandsmoment von $49,4 \text{ cm}^3$; der Hinterholm ist gleichfalls 40 mm breit, dagegen nur 79—82 mm hoch und besitzt bei einer Flanschstärke von 28 mm und einer Stegdicke von 12 mm ein Trägheitsmoment von $167,4 \text{ cm}^4$ und ein Widerstandsmoment von $41,7 \text{ cm}^3$. An den Stoßverbindungen, den Befestigungsstellen der Gondeln und den Ansatzstellen der Stiele sind die Holme auf vollem Rechteckquerschnitt belassen, an den Rippenansätzen geht das ausgefräste I-Profil durch.

Die Rippen sind als normale Stegrippen und an besonders stark beanspruchten Stellen als Kastenrippen ausgeführt. Die gesamte Länge einer Rippe ist 2130 mm, die größte Dicke 112 mm. Die Entfernung zwischen den beiden Holmen beträgt 1300 mm, wobei die Mitte des Vorderholms 220 mm von der Vorderkante entfernt ist. Die Rippengurte bestehen aus Eschenleisten von 20 mm Breite und 5 mm Stärke, in welche der Steg 0,5 mm tief eingelassen ist. Der Steg besteht aus Lindenholz von 5 mm Dicke und besitzt zwischen den Holmen vier, vor dem Vorderholm eine und im Auslauf zwei Aussparungen. Zwischen den Aussparungen ist der Steg durch beiderseits aufgeleimte und aufgenagelte, 30 mm breite und 1,5 mm starke Leisten aus Nußholz versteift.

Die Kastenrippen bestehen aus zwei 35 mm breiten und gleichfalls 5 mm starken Gurten aus Eschenholz und zwei Stegen von gleicher Ausführung und aus demselben Material wie bei den Stegrippen, jedoch mit einer Stärke von 6 mm.

Die Nasenleiste, welche ziemlich schwach gehalten und nicht ausgehöhlt ist, sowie die als einfache Flachleiste ausgebildete Hinterleiste bestehen aus Fichtenholz.

Um trotz der geringen Stärke der verhältnismäßig weit voneinander abstehenden Rippen eine ausreichende Festigkeit des Flügels zu erreichen, sind zwischen den Holmen drei parallel zu ihnen laufende sehr leichte und dabei doch kräftige Längsversteifungen vorgesehen. Jede dieser Längsversteifungen besteht aus zwei über die ganze Länge des betreffenden Flügelteils durchlaufenden Gurten aus Fichtenholz von 18 mm Breite und 4,5 mm Stärke, welche in die Rippenstege zwischen je zwei Aussparungen eingelassen sind. In der Mitte zwischen je zwei Rippen sind diese beiden Gurten durch innen aufgeleimte und aufgenagelte 12 mm hohe und 7 mm breite Längs-

leisten von 150 mm Länge verstärkt, und in der Mitte dieser Verstärkung sind die beiden Gurte durch eine sattelförmig auf die beiden Verstärkungsleisten aufgesetzte Distanzleiste von 15 mm Breite und 8 mm Stärke verbunden (sichtbar im unteren Teil der Tafel XIII u. Fig. 5—8). In den Feldern zwischen einer Kastenrippe an einer Stoßstelle zweier Flügelteile und der letzten davor liegenden Rippe sind die beiden Gurten der Längsversteifungen im ganzen Felde durch einen 7 mm starken Steg verbunden, der mit kreisrunden Erleichterungslöchern versehen ist. Die gleiche Konstruktion findet sich auch in den äußersten Feldern zwischen der seitlichen Handleiste der Flügelaußenteile und der letzten (stets als Kastenrippe ausgeführten) Rippe (gleichfalls ersichtlich im unteren Teil von Tafel XIII und Fig. 8). Durch diese kräftige Verbindung an den Enden werden die Gurten der Längsversteifungen in ihrer ganzen Länge an einer gegenseitigen Verschiebung gehindert, so daß sie trotz ihrer an sich geringen Stärke eine kräftige Versteifung der Flügelrippen bilden.

Die seitliche Begrenzung der Flügelaußenteile wird durch Randleisten aus Eschenholz von ovalem Querschnitt mit den Ausmaßen $40 \cdot 14 \text{ mm}$ gebildet, die an den Krümmungsstellen durch vier nachträglich wieder verleimte Sägeschnitte in gebräuchlicher Weise zwecks leichteren Biegens getrennt sind.

Die Flügelaußenteile tragen, wie bereits erwähnt, oben und unten Querruder, die sich über die ganze Länge dieser Teile erstrecken und unmittelbar an den Hinterholm anschließen. Derselbe ist an diesen Stellen durch eine hinten aufgesetzte 47 mm hohe Fichtenholzleiste verstärkt, in deren halbkreisförmiger Ausdehnung die Achse des Querruders untergebracht ist.

Die Innenverspannung der Tragflächen erfolgt ausschließlich durch Stahldraht. Dabei ist in der Anordnung der Innenverspannungen ein Unterschied zwischen den älteren und neueren Flugzeugen. Bei den älteren Flugzeugen (nach einem solchen sind die Übersichtszeichnungen Tafeln VIIIa und IX angefertigt) laufen die Innenverspannungen von einem Stielbeschlag bis zum nächsten, sodaß sich im Flügelinnenteil je zwei, in den Flügelaußenteilen je eine Auskreuzung befinden. Bei den neueren Flugzeugen dagegen (nach einem solchen sind die sämtlichen Einzelzeichnungen und Lichtbilder der Flügel, Fig. 5—8 u. Tafel XIII angefertigt) sind diese langen Felder von 2750 mm Länge durch Zwischenbeschläge einmal unterteilt, sodaß die Zahl der Auskreuzungen im Flügelinnenteil vier, im Flügelaußenteil zwei beträgt. Die Stärke der Hauptdrähte (d. h. derjenigen, die von vorn innen nach hinten außen gehen und daher den Stirnwiderstand aufnehmen) beträgt nahe den Rümpfen 3,5 mm und nimmt nach außen bis auf 2 mm ab; die Gegendrähte haben durchwegs eine Stärke von 2 mm. Angaben über Material und Festigkeit der verwendeten Drähte und Spannschlösser folgen weiter unten.

Die Verbindung der Holme untereinander an den Ansatzstellen der Innenverspannungen erfolgt teils durch Distanzrohre, teils durch Kastenrippen. Distanzrohre befinden sich im Mittelteile des Oberdecks an den Ansatzstellen der die Mittलगondel tragenden Stiele sowie im Innenteile des Ober- und Unterdecks an den Ansatzstellen der in der Mitte des Flügelteiles ansetzenden Stiele. Kastenrippen befinden sich außer an den Stoßstellen der Flügelteile auch an (oder richtiger etwas neben) denjenigen Ansatzstellen der Innenverspannungen, die zwischen zwei Stielen liegen, und ebenso ist die letzte Rippe vor der Außenrandleiste als Kastenrippe ausgebildet.

Die Flügelbespannung besteht aus Leinwandstoff von vorzüglicher Güte, der mit »Emaillite« (Marken Nr. 1 und Nr. 4) imprägniert ist. Auf der Oberseite der Flügel ist der Stoff an jeder Rippe durch eine aufgeschraubte halbrunde Holzleiste gehalten.

Zwischen Mittलगondel und Seitengondeln ist die Oberseite des Unterdecks mit Riffelblech abgedeckt, wodurch den Insassen der Mittलगondel der Zutritt zu den in den Seitengondeln befindlichen Motoren während des Fluges ermöglicht wird.

Die Tragflächenbeschläge.

Holmstoßverbindungen. Wie bereits hervorgehoben, besteht sowohl das Ober- als auch das Unterdeck aus je fünf

Teilen. Zur Verbindung dieser Teile miteinander dienen die Holmstoßverbindungen, die in den Tafeln XIV u. XV dargestellt sind.

Greifen wir beispielsweise die Verbindung des Flügelmittelteils mit dem linken Flügelinnenteil heraus (Tafel XIV). Wie aus Schnitt *c—d* ersichtlich, sind die beiden Holme an ihren Enden miteinander verzapft, indem ein am Holm des Innenteils stehender gelassener horizontaler Zapfen in eine entsprechende Nut des Mittelteilholms eingelegt wird. Zur eigentlichen festen Verbindung der beiden Holmenden dient die aus 2 mm starkem Eisenblech gefertigte Verbindungshülse, die auf den Innenteilholm so aufgesetzt ist, daß sie 35 mm über das Holmende vorsteht, und die durch vier 6 mm starke Bolzenschrauben, die den Holm in horizontaler Richtung durchsetzen, mit diesem verbunden ist. An dem vorstehenden Ende ist die Hülse durch einen um sie gelegten Ring aus 2 mm Blech verstärkt, der in der Mitte der Holmseitenflächen beiderseits zu einer Scheibe von 32 mm Durchmesser erweitert ist, an diesen Scheiben erfolgt die Verbindung der beiden Holmteile durch einen durchgeschobenen Schraubenbolzen von 9 mm Stärke, der gleichfalls in horizontaler Richtung den Holm (d. h. den Holm des Flügelinnenteils) durchsetzt. Um eine feste Verbindung von Eisen auf Eisen durch den Bolzen zu erzielen, ist auch der Innenteilholm durch einen Blechbeschlag armiert, der hufeisenförmig um das Holmende herumgelegt ist, so daß — bis auf einen schmalen, von zwei verschweißten Lappen gebildeten Ring am Holmende — der Beschlag nur an den Seitenflächen des Holms aufliegt, dagegen die Ober- und Unterseite frei läßt. Ebenso wie bei der Hülse am anderen Holmteil erfolgt auch hier die Verbindung mit dem Holm durch horizontal durchgeführte Schraubenbolzen von 6 mm, von denen drei vorgesehen sind.

Zur Abnahme der Flügelinnenteile hat man daher nur folgendes zu tun:

1. Lösen der Spannschlösser an den die Flügelinnenteile haltenden Verspannungen (am ganzen Flugzeug 8 Verspannungen).
2. Aufmachen der Verschnürung, durch die die Stoffverspannungen der beiden zu trennenden Flügelteile miteinander verbunden sind.
3. Entfernen des die Beschlaghülse mit dem Innenteilholm beschlag verbindenden 9 mm starken Bolzens, worauf sich die Holme des Flügelinnenteils und damit dieser selbst ohne weiteres abnehmen lassen.

Da an den Verbindungsstellen des Flügelmittelteils mit den Flügelinnenteilen auch die Stiele (vorn Gabelstiel, hinten einfacher Stiel) angesetzt sind, so muß die den Holm umschließende Hülse diese Stiele tragen. Zu diesem Zwecke ist um sie ein 3 mm starkes Eisenblech gelegt, das unten zwei an den Seiten etwas umgebogene Fortsätze besitzt; zwischen diese legt sich der obere Beschlag des Stiels (dessen Querschnitt an den Enden beinahe quadratisch ist), und durch einen durchgesteckten 6 mm-Schraubenbolzen erfolgt die Verbindung. Dasselbe um die Hülse gelegte Blech besitzt auch seitliche Lappen für die Flügelholmverspannungen und einen am mittleren Fortsatz angesetzten Lappen, an dem die zur Seitengondel führenden Stielverspannungen angreifen. Die Flügelinnenspannungen greifen unmittelbar an den Lappen der Hülse bzw. des Beschlages am Innenteilholm an.

Die Verbindung der einzelnen Bleche des Stoßverbindungsbeschlages erfolgt ausschließlich durch autogene Schweißung, die bei aufeinanderliegenden Blechen als Randschweißung ausgeführt ist. Hartlötung ist nirgends angewendet.

Zu beiden Seiten des Holmbeschlages befindet sich — wie bereits erwähnt — je eine 35 mm breite Kastenrippe. Die lichte Weite zwischen den beiden Rippen beträgt 120 mm, so daß der Verbindungsbeschlag vollkommen in diesem Raume untergebracht ist. Überbrückt wird der Zwischenraum nur durch die durch Verschnürung verbundenen Enden der Stoffverspannung.

Ganz ebenso wie der eben beschriebene Beschlag ist auch die entsprechende Stoßverbindung am unteren Tragdeck (Tafel XV) konstruiert, nur mit den Änderungen, die einerseits durch die verschiedene Gestalt des Stiels am Ober- und Unterende, andererseits durch das an diesen Beschlägen angesetzte Fahrgestell begründet sind. Bei dem vorderen Holm (Gabelholm) besteht der obere Teil aus Holz, der untere, auf dem die seitlichen Motoren ruhen, dagegen aus Stahlrohr; die dadurch

bewirkten Änderungen am Holmbeschlag sind aus den Zeichnungen ersichtlich. Zur Aufnahme der Fahrgestellstütze ist das auf die Holmhülse aufgeschweißte Blech, das oben den Stiel hält, unten zu einem vierkantigen Kasten gebogen, der am Ende durch ein Randblech verstärkt ist, und in dem die Fahrgestellstütze von zwei 6 mm-Schrauben gehalten wird. Diese Kasten an den Beschlägen des Vorder- und Hinterholms sind durch ein in Gabeln angesetztes Rohr von 32 mm Durchmesser verbunden, das die horizontalen Komponenten der vom Fahrgestell übertragenen Kräfte aufnimmt und so die Tragflächenkonstruktion von denselben entlastet.

In ganz ähnlicher Weise, nur entsprechend den geringeren Kräften etwas leichter und einfacher gehalten, sind die Holmstoßverbindungen ausgeführt, die die Flügelinnenteile mit den Flügelaußenteilen verbinden (Tafel XV). Die Verzapfung der Holme, die Hülse am einen und die Blecharmierung am anderen Holmende sind genau gleich ausgeführt wie an den früher beschriebenen Stoßverbindungen. Aber das außen um die Hülse gelegte und auf dieser aufgeschweißte Blech, das den Stiel trägt, fehlt hier, und statt desselben ist ein den Holm vertikal durchbohrender 8 mm-Schraubenbolzen vorhanden, der den Stiel festhält. Der Stiel sitzt in einem ovalen Stielschuh, in dessen gabelartiges Ende der Kopf des vertikalen Bolzens eingesetzt und durch einen kleinen Querbolzen befestigt ist. Die sämtlichen Außenverspannungen greifen an einem 3 mm starken Abspannblech an, das unter den Stielschuh gelegt und gleichfalls durch den vertikalen Bolzen am Holm festgehalten ist. Der Anschluß der Flügel-Innenverspannungen ist ganz gleich wie bei den anderen Holmstoßbeschlägen.

Auch hier befindet sich an jeder Seite des Verbindungsbeschlages eine 35 mm starke Kastenrippe, nur ist — entsprechend den geringeren Dimensionen des Beschlages der lichte Abstand zwischen beiden Rippen um 10 mm kleiner gehalten.

Holmbeschläge am Mittelstiel.

Außer den beiden Stielpaaren an den Zusammensetzstellen der Flügel besitzt das Flugzeug, wie erwähnt, noch zwei weitere Stielpaare auf jeder Seite. Tafel XV zeigt die Holmbeschläge am Ansatz dieser Stiele, und zwar für den Stiel am Flügelinnenteil (erster Stiel nach den die Seitengondeln tragenden Stielen) und am Unterdeck. Diese Beschläge sind außerordentlich einfach; sie bestehen aus zwei Blechen von 3 mm Stärke, die auf den Seitenflächen des Holms aufliegen und nach oben Fortsätze besitzen, die den Stiel festhalten und an denen die Außenverspannungen angreifen. Gehalten werden diese Bleche außer durch zwei kleine durch den Holmschuh gehende Schrauben durch zwei 8 mm-Schraubenbolzen, die den Holm horizontal durchsetzen, und zwar — was vom Standpunkt der Schwächung des Holms als nicht sehr vorteilhaft erscheint — nicht in der neutralen Achse sondern erheblich unter derselben. Die gegenüberliegenden Beschläge am Vorder- und Hinterholm sind durch Distanzrohre (Stahlrohre 28×1 mm) miteinander verbunden, die in auf den Beschlagblechen aufgeschweißte Schuhe eingesetzt sind. Ein Schlitz in diesen Schuhen nimmt das die Innenverspannungen haltende Blech auf.

Außer den bereits erwähnten Abspannlappen besitzen die Beschlagbleche unten noch je einen besonders langen Abspannlappen; diese sind unterhalb des Holms zusammengebogen und halten eine zum Fahrgestell gehende starke Drahtseilverspannung.

Was die Zentrierung der Kräfte betrifft, so ist dieselbe — ebenso wie bei den Stoßverbindungen — nur teilweise erreicht. Wie aus der Zeichnung ersichtlich, schneiden sich zwar die Achsen des Stiels, des Distanzrohrs und der Verspannungen annähernd in einem Punkte, aber dieser Punkt liegt nicht in der Holmachse, sondern 20 mm über ihr, so daß der Holm ein vertikales Biegemoment, entsprechend dieser Exzentrizität, auszuhalten hat.

Die entsprechenden Beschläge der oberen Tragfläche sind ganz gleich wie die der unteren, nur fehlen selbstverständlich die Lappen für die zum Fahrgestell gehende Verspannung.

Stiele und Flügelverspannungen.

Stiele. Wie bereits erwähnt, kann das Caproni-Flugzeug als „Vierstieler“ bezeichnet werden, und zwar sind folgende Stiele zu unterscheiden:

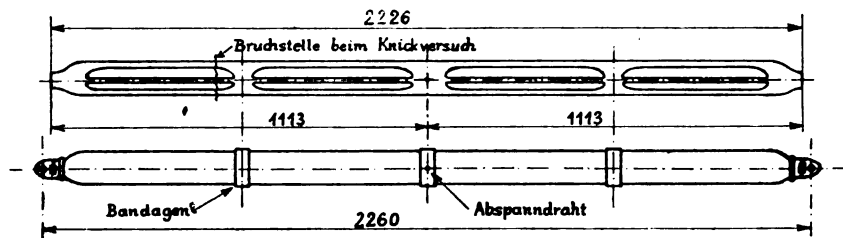


Fig. 9. Stiel.

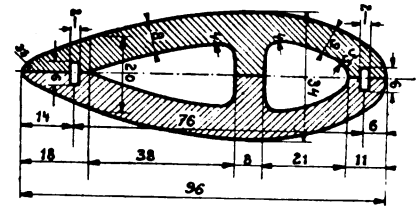


Fig. 10. Stielquerschnitt.

1. die die Mittelgondel tragenden Stiele, die die Stelle des Spannturms einnehmen,
2. die die Seitengondel tragenden Stiele,
3. an jeder Seite zwei Paar mittlere Stiele von gleicher Stärke,
4. an jeder Seite ein Paar äußere Stiele.

Sämtliche Stiele bestehen aus Holz, besitzen Tropfenquerschnitt und sind hohl. Das Material ist Eschenholz, nur die beiden äußeren Stielpaare bestehen aus Fichte. Die Stiele sind in gebräuchlicher Weise aus zwei Hälften zusammengeleimt, wobei in die Leimfuge vorn und hinten je eine Feder eingesetzt ist. Die Ausfräsungen sind derart, daß in der Mitte ein Steg verbleibt, der den Hohlraum in zwei Teile trennt. Die Stiele sind gegen die Enden zu nicht verjüngt, sondern haben mit Ausnahme der äußersten Enden ihrer ganzen Länge nach gleichen Querschnitt — ebenso wie es bei den meisten anderen italienischen Flugzeugen der Fall ist (s. Fig. 9). Außer an den Enden sind die inneren Ausfräsungen noch an drei über die Länge verteilten Stellen unterbrochen, so daß drei volle Stege verbleiben. An diesen Stellen sind die Stiele außen mit Leinwandstreifen umwickelt. An den Verbindungsstellen der Stiele mit den Gondeln ist der Querschnitt des Stiels rechteckig gelassen (s. die Stielprofile, Übersichtsblatt, Tafel VIIIA) und selbstverständlich voll.

Die einzelnen Stiele haben folgende Stärken:

		Seitenverhältnis
Stiele an der Mittelgondel . . .	110 × 42	2,61
Stiele am Seitenrumpf, vorn . .	96 × 34	2,82
„ „ „ hinten . . .	108 × 40	2,70
Mittlere Stiele	96 × 34	2,82
Äußere Stiele	82 × 32	2,56.

An der Form des Querschnitts selbst fällt auf, daß die Vorderkante sehr schlank gehalten ist, sodaß man eigentlich kaum von einem richtigen Tropfenprofil reden kann (Fig. 10). Es ist anzunehmen, daß ein solches Profil, das sich mehr den gebräuchlichen Ballonformen nähert, vorteilhafter sein dürfte als die oft verwendeten Profile mit besonders dicker Vorderkante.

An den Seitenrumpfen ist der vordere Stiel als Gabelstiel ausgebildet, der den Rumpf an beiden Seiten umschließt. Jede der beiden Gabelhälften besteht aus zwei getrennten Teilen, einem unteren vertikalen Teil, an dem die Gondel befestigt ist, und einem oberen schrägen Teil, der zum Holmstoßbeschlag der oberen Tragfläche führt. Die Verbindung beider Teile geschieht durch außen und innen aufgesetzte Blechlaschen, wobei die inneren Blechlaschen beider Gabelhälften durch ein Distanzrohr von 30 mm Durchmesser miteinander verbunden sind.

Nach dem Vorbild von Farman sind sämtliche Stiele einer Seite durch einen in den Mitten der Stiele befestigten 2 mm starken Draht verbunden, der am Außenstiel durch eine kleine Stütze und zwei nach den Stielenden gehende Abspannungen verankert ist. Durch diesen Draht wird das seitliche Ausknicken der Stiele verhindert und dadurch ihre Tragfähigkeit in sehr bedeutendem Maße erhöht, bei ganz geringer Gewichts- und nicht sehr bedeutender Widerstandszunahme.

Zur Bestimmung der Festigkeit der Stiele sowie der Wirkung des Abspanndrahtes wurde ein Knickversuch mit einem Stiel des vorletzten Stielpaares vorgenommen. Das Gewicht des Stiels betrug ohne Beschläge 1,92 kg, mit Beschlägen 2,23 kg; die Strebenlänge zwischen den Gelenken war 226 cm,

die freie Knicklänge beim Versuch 222,6 cm, bzw. (mit Abspanndraht) 111,3 cm. Das genaue Profil des aus Fichtenholz bestehenden hohlen Stiels ist in Fig. 10 dargestellt; aus ihm ergibt sich ein Querschnitt von 17,4 cm² und ein kleinstes Trägheitsmoment von 14,7 cm⁴.

Ohne die Verspannung in Strebenmitte knickte der Stiel bei 520 kg aus; mit Verspannung zeigten sich bei 1460 kg noch keine Risse, bei 1500 kg war Knistern hörbar und die Druckseite wurde zu beiden Seiten des Stags eingedrückt. In der Längsrichtung zeigte der Stiel ausgesprochene S-Form mit einem Wendepunkt an der Ansatzstelle des Drahtes, wie es die Theorie erwarten läßt.

Nimmt man 1500 kg als Knicklast an, so berechnet sich nach der Eulerschen Formel der Elastizitätsmodul des Holzes zu 128000 kg/m², während sich für die Druckspannung der Wert von 86,2 kg/m² ergibt. Durch die Anwendung der mittleren Abspannung wird die Knicklast des Stiels auf etwa den dreifachen Betrag erhöht.

Flügelverspannungen. Die durchwegs aus Draht bestehenden Innenverspannungen der Flügel wurden bereits früher besprochen. Die genauen Stärken der Drähte sind aus der Übersichtszeichnung der Tragflächen und aus dem Grundriß des Flugzeugs (Fig. 19) zu entnehmen.

Die Außenverspannung der Tragflächen besteht aus Stahldraht und Drahtseil. Aus Drahtseil sind alle tragenden Hauptverspannungen hergestellt, ebenso die Stirnkabel und Gegenverspannungen der beiden inneren Felder; aus Draht von 2—3 mm bestehen die Gegenverspannungen der beiden Außenfelder, die Stielverspannungen, die die Stielmitten verbindende Verspannung und die Verspannungen der Querruder. Die Stärke der Haupttragkabel beträgt in den beiden inneren Feldern 7 mm, in den beiden äußeren Feldern 6 bzw. 5,5 mm; die genauen Stärken und die Anordnung der einzelnen Verspannungen sind in Tafel VIIIA ersichtlich.

Die verwendeten Spannschlösser bestehen aus Flußeisen mit dem sehr niedrigen Kohlenstoffgehalt von 0,2%, und zwar sind die Schrauben und die Mutterhülsen aus dem gleichen Material angefertigt. Die Festigkeitsprüfung ergab eine Zugfestigkeit von 57,1—67,6 kg/mm² bei 32,4—54,4% Einschnürung, entsprechend dem verhältnismäßig weichen Material.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 420, 4. K. 65385. Geschwindigkeitsmesser. Louis Knake, Magdeburg, Kaiserstr. 54. A. 18. 1. 18. E. 19. 1. 19.
 42p, 10. J. 18234. Zählwerk, insbesondere für Geschwindigkeitsmesser. Edmund Jaeger, Paris; Vertr.: Dr. C. Schmidlein, Pat.-Anw., Berlin WS 11. A. 23. 8. 16. E. 7. 1. 19.
 46a, 9. C. 24117. Mehrzylindriger Explosionsmotor zum Antrieb für Luftfahrzeuge. Robert Conrad, Berlin, Nürnberger Platz 5. A. 22. 11. 13. E. 21. 1. 19.
 46a, 9. K. 62909. Verbrennungskraftmaschine. Georg Künzler, Mannheim, Rosengartenstr. 3. A. 4. 9. 16. E. 4. 1. 19.
 46b, 2. S. 47461. Steuerung für Explosionskraftmaschinen. Gustav Springwald, Düsseldorf, Zonserstr. 43, und Hermann Wald, Düsseldorf-Holthausen, Wilhelmstr. 27. A. 23. 11. 17. E. 21. 1. 19.
 46b, 2. K. 63751. Ventilanordnung für Verbrennungskraftmaschinen. Georg Künzler, Mannheim, Rosengartenstr. 3. Zus. z. Anm. K. 62909. A. 21. 2. 17. E. 14. 1. 19.

- 46b, 1. T. 21841. Zwangläufige Ventilsteuerung. Hans Thormeyer, Berlin-Schöneberg, Hähnelstr. 17. A. 11. 2. 18. E. 18. 1. 19.
- 46c, 18. G. 44977. Luftgekühlter Standmotor mit hintereinander angeordneten Zylindern. August Giencke, Charlottenburg, Rüsternallee 30. A. 13. 3. 17. E. 14. 1. 19.
- 46c, 9. B. 83477. Vergaser mit sich drehender Zerstäubungsscheibe. Otto Bandsch, Berlin-Reinickendorf, Wachholderstr. 48. A. 15. 3. 17. E. 18. 1. 19.
- 46c, 21. J. 18691. Kühler für Verbrennungskraftmaschinen. Richard Jungmann, Friedrichshafen a. B., Siegerstr. 41. A. 13. 4. 18. E. 18. 1. 19.
- 46c, 14. R. 41037. Vorrichtung zur Ermittlung von Zylindern mit Explosionsstörungen bei Motoren mit kreisenden Zylindern. August Rose und Karl Nägele, Schwerin, und Fa. Robert Bosch, Stuttgart. A. 27. 1. 15. E. 7. 1. 19.
- 46c, 14. U. 6515. Verteiler für Zündmaschinen. Unionwerk Mea G. b. m. H., Elektrotechnische Fabrik, Eisenwerk, Feuerbach-Stuttgart. A. 26. 7. 18. E. 13. 1. 19.
- 77h, 3. B. 79509. Luftfahrzeug. Naamlooze Vennootschap Maatschappij „Fakir“ tot exploitatie van uitvindingen, Scheveningen, Niederlande. Vertr.: Stefan Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61. A. 6. 5. 15. E. 21. 1. 19.
- 77h, 5. R. 44760. Flugzeugrumpfhaut aus Holzplanken. Reinhold Richter, Berlin-Friedeau, Wiesbadenenerstr. 5. A. 28. 7. 17. E. 13. 1. 19.
- 77h, 5. R. 42758. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln; Zus. z. Anm. R. 32342. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 10. A. 31. 7. 15. E. 7. 1. 19.
- 77h, 9. Z. 10220. Schwimmer für Wasserflugzeuge. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H., u. Dipl.-Ing. Claudius Dormier, Lindau-Reutin i. B. A. 29. 11. 17. E. 25. 1. 19.

Patenterteilungen.

- 42c, 30. 309589. Kompaß für Flugzeuge. Heinrich Bier, Aszod, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 10. 3. 16. B. 81244. Österreich 12. 4. 15.
- 42e, 23. 309533. Geschwindigkeitsmesser für Flüssigkeiten und Gase. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin. 27. 5. 17. D. 33482.
- 42g, 1. 309534. Verfahren und Einrichtung zum Übertragen von Schallwellen hörbarer Töne. Eric Magnus Campbell Tigerstedt, Kopenhagen. 31. 3. 14. T. 19606.
- 42k, 12. H. 74030. Mikromanometer, bestehend aus einem Flüssigkeitsgefäß mit angesetztem, nach einem beliebigen Neigungswinkel einstellbarem Meßrohr zur Bestimmung von Druckunterschieden. Fa. Dr. Th. Horn, Leipzig-Großschocher. 30. 3. 18.
- 42o, 5. 309734. Fliehkraft-Tachometer. Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4. 8. 8. 17. M. 61674.

- 42l, 15. 309578. Aneroidbarometerkapsel; Zus. z. Pat. 288537. R. Fuchs, vormals J. G. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz. 26. 2. 18. F. 42871.
- 46a, 19. 309781. Zweizylindrige Zweitaktexplosionskraftmaschine. Joseph Lorbach, Berlin-Schöneberg, Kolonnenstr. 1. 18. 9. 17. L. 45041.
- 46b, 1. 309735. Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Verbrennungskraftmaschinen. Hugo Reiker, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 28. 1. 17. R. 44102. Österreich 16. 12. 16.
- 46c, 6. 309782. Vergaser. Otto Hartmann, Berlin, Hussitenstraße 42. 16. 2. 18. H. 73754.
- 77h, 5. 309636. Einrichtung zur Abgabe tönender Zeichen von Luftfahrzeugen. Richard Schulz, Hannover, Grubenstr. 20. 3. 12. 15. Sch. 49346.
- 77h, 5. 309664. Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern. John Thomas Havens, Asbury Park, New Jersey, V. St. A. 30. 10. 15. H. 69169.
- 77h, 5. 309680. Lenkvorrichtung für Flugzeugmodelle. Otto Dahlhelm, Halle a. S., Landsbergerstr. 56. 19. 4. 17. D. 33393.
- 77h, 5. 309700. Heizvorrichtung für in Flugzeugen eingebaute Maschinengewehre. Eduard Simon-Wolfskehl, Frankfurt a. M., Beethovenstr. 21, u. Valentin Weil, Bergen, Kr. Hanau. 13. 11. 17. S. 47400.
- 77h, 15. 309505. Fallgeschloß für Luftfahrzeuge. Walter Lentz, Bremen, Baumstr. 52. 20. 10. 14. L. 42656.
- 87a, 22. 309767. Lagerschalenausheber für Verbrennungsmotoren. Max Frommert, Berlin, Muskauerstr. 5. 27. 3. 18. F. 43007.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

„Führende Stimmen zur Kriegerheimstättenbewegung“, aus Heer, Flotte, Gesundheitspflege, Verwaltung, Philosophie, Geschichte, Kunst, Wohnungsfürsorge. Verlag Bodenreform, Berlin NW 23. Preis 50 Pf.

Wie stehen wir zu denen, die wir in der Not Brüder und Kameraden genannt haben, wenn sie wiederkehren? Sollen in vielfach verschärfter Weise die furchtbaren Verhältnisse von 1871 wiederkehren, als die heimkehrenden Landwehrleute mit Frau und Kind obdachlos wurden und vielfach in Baracken wohnen mußten. Diese Erscheinungen müssen zu den schwersten inneren Erschütterungen führen. Wer das nicht will in dieser furchtbar ernsten Zeit, der kümmere sich um die deutsche Kriegerheimstättenbewegung und helfe sie fördern. Jeder Deutsche hat ein Recht auf menschenwürdige Wohnung.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Amt Lützow 6508.

1. In der Leitung der W. G. L. ist eine Änderung eingetreten. Herr Regierungsbaumeister Siegfried Schroeter, Leutnant d. R. und Flugzeugführer, hat die Stelle des Geschäftsführers übernommen. Herr S. war früher bei der Eisenbahndirektion in Hannover tätig. Während des Krieges stand er anfangs als Infanterist im 3. Garde-Regiment zu Fuß und trat im Februar 1916 zur Fliegertruppe über. Infolge mehrfacher Verwundung nicht mehr frontflugfähig, war er seit Anfang des Jahres bei der Inspektion der Fliegertruppen tätig.

Bei der Ordnung des wissenschaftlichen Nachlasses aus dem großen Kriege ist die Gesellschaft berufen, eine wichtige Rolle zu spielen. Sie ist dazu übergegangen, ihr Archiv, dessen Einrichtung bereits seit einiger Zeit beschlossen war, erheblich zu erweitern. Als Leiter des Archives ist der Wirkl. Geh. Admiralitätsrat Capelle gewonnen. In einer Reihe von Sonderberichten soll das zur Verfügung stehende Material der Öffentlichkeit zugänglich gemacht werden. Als Mitarbeiter sind die Herren gewonnen, die bisher in ihren militärischen Dienststellen mit den wissenschaftlichen Arbeiten und mit Versuchen über Flugtechnik betraut waren.

2. Adressenänderungen:

H. Beyer, Dresden, Wienerstr. 33.

Grulich, Dipl.-Ing., Warnemünde, Friedrichshagener Chaussee 5.

Carl Goldstein, Friedrichshafen a. B., Olgastr. 2.

Carl A. Loewel, München, Bavariaring 22/3.

Dr. Ludwig Schiller, Leipzig, Linnéstr. 5, Phys. Inst.

† 8. Am 7. November d. J. starb nach längerem schwerem Leiden im 51. Lebensjahre in München

Herr Professor Dr. Georg von dem Borne.

Sein Leiden war eine Folge der Strapazen des Feldzuges, den er als Rittmeister und Kompagnieführer im Osten mitgemacht hatte. Im Verlauf des Feldzuges zur Inspektion der Fliegertruppen nach Berlin versetzt, übernahm er die Errichtung und Leitung der „Physikalischen Abteilung“ in Adlershof. Bis Kriegsausbruch war Herr Professor von dem Borne ordentlicher Professor für Meteorologie an der Universität zu Breslau und gleichzeitig Leiter der „Erdbeben- und Wetterwarte“ in Kriern bei Breslau. Schon dort hatte er eine mechanische Werkstatt zur Fabrikation wissenschaftlicher Instrumente gegründet, die während des Krieges nach Berlin verlegt und von größter Bedeutung für die Durchbildung und Neukonstruktion von Meßapparaten für Flugzeuge wurde.

Herr Professor von dem Borne gehörte der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt seit ihrer Gründung an; er gehörte ihrem Wissenschaftlich-technischen Ausschuß und den Unterausschüssen für Aerologie und für elektrostatische Fragen an, an deren Beratungen er regsten Anteil nahm. Die Gesellschaft wird seiner allzeit in Dankbarkeit gedenken.

Die Beerdigung fand am 15. Nov. d. J. auf dem Erbbegräbnis der Familie in Berneuchen statt.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.

NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORGBADER

Luftverkehrs-Gesellschaft Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an d. Kgl. Technischen Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linienschiff-Leutnant a. D., Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Privatdozent an der Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLIKOWSKY

Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Strasbourg, z. Z. Wien, K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzog. Techn. Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing. Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang IX.

28. Dezember 1918.

Heft 23 und 24.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee“

INHALT:

Das Schraubengesetz, seine zweckmäßige Darstellung und Ermittlung durch vier Einzelversuche. Von Prof. Dr.-Ing. Gümbel, Charlottenburg. S. 153.
Über die Beanspruchung der Tragflächen beim Abfangen des Flugzeuges aus dem Sturzfluge. Von Dipl.-Ing. Leo Kirste, Vorstand des Konstruktions-

bureaus der Phoenix-Flugzeugwerke A.-G. S. 158.
Das Handley-Page-G-Flugzeug. (Mit Tafel XVII und XVIII.) S. 160.
Patentschau. S. 163.
Bücher-Besprechungen. S. 164.

Das Schraubengesetz, seine zweckmäßige Darstellung und Ermittlung durch vier Einzelversuche.

Von Professor Dr.-Ing. Gümbel, Charlottenburg.

Das Schraubengesetz. Für eine in unbegrenzter Flüssigkeit vom Gewicht pro Raumeinheit γ als Propeller oder als Turbine mit der sekundlichen Drehzahl n arbeitende Schraube vom Halbmesser R gelten die beiden die Schubkraft P und das Drehmoment M charakterisierenden Gleichungen

$$I. \quad \frac{P \cdot g}{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 R \cdot \pi \cdot n)^2} = \psi = \varphi(\lambda) \quad (1)$$

$$II. \quad \frac{2 \cdot M \cdot \pi \cdot n \cdot g}{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 R \cdot \pi \cdot n)^3} = \mu = \Phi(\lambda) \quad (2)$$

$$III. \quad \lambda = \frac{v}{2 R \cdot \pi \cdot n} \quad (3)$$

v = relative sekundliche achsiale Geschwindigkeit der Schraubennabe gegen die umgebende Flüssigkeit.

Wenn $\varphi(\lambda)$ und $\Phi(\lambda)$ bekannt sind, kann für jede Schraube welche derjenigen geometrisch ähnlich ist, für welche die genannten Funktionen bestimmt wurden, gleichgültig, ob sie

als Propeller oder als Turbine arbeitet, Schub- und Drehmoment und damit die aufgewendete und gewonnene Arbeit bestimmt werden unter der Voraussetzung, daß geometrische Ähnlichkeit des Strömungsbildes vorhanden ist, insbesondere Hohlraumbildung an der Schraube nicht auftritt.

Nun zeigt die nähere Betrachtung sowie die Bearbeitung zahlreicher Versuchsergebnisse, daß die gesuchten Funktionen sich in einfacher Weise wie folgt darstellen lassen:

$$\psi = \varphi(\lambda) = (a + b \cdot \lambda) \cdot (a + b \cdot \lambda - \lambda) \quad (4)$$

$$\mu = \Phi(\lambda) = (a + b \cdot \lambda) \cdot (c - d \cdot \lambda)^1 \quad (5)$$

Zweckmäßige Darstellung. Liegen aus einem Versuch der Schub P , das Drehmoment M , die sekundliche Dreh-

¹⁾ Vgl. des Verfassers: „Das Problem des Schraubenpropellers“, Jahrbuch d. Schiffbautechn. Ges. 1914. Die Beiwerte a, b, c, d sind mit den dort gegebenen A, B, C, D durch die Beziehungen verbunden.

$$a = (A - B) \cdot \frac{\epsilon}{\pi}$$

$$b = B$$

$$c = (C + D) \cdot \frac{\epsilon^2}{\pi^2}$$

$d = D \cdot \frac{\epsilon}{\pi}$, wo $\epsilon = \frac{H}{2 R}$ = Verhältnis der geometrischen Steigung H zum Durchmesser.

In Fig. 4 und 5 sind die Versuche von E. Dorand¹⁾, welche derselbe mit zwei geometrisch ähnlichen Luftpropellern von 2,5 m und 4,3 m Durchmesser mit verschiedenen Fortschrittsgeschwindigkeiten und Drehzahlen in freier Luft durchführte, einmal in der von ihm benutzten Form (Fig. 4), dann als $\varphi(\lambda)$ bzw. $\Phi(\lambda)$ (Fig. 5) aufgetragen. Auch diese Versuche bestätigen, insbesondere, wenn man berücksichtigt, daß die Versuche in der freien Atmosphäre gemacht wurden, unser Gesetz.²⁾

In den Fig. 1, 6, 7, 8 sind ferner Versuche von Betz³⁾ mit Modellluftpropellern wiedergegeben, und zwar in der von ihm gewählten Form und nach unserer Umrechnung dargestellt. Als Beispiele sind die vier extremsten von Betz untersuchten Fälle herausgegriffen, nämlich

- in Fig. 1 Schraube mit 4 ebenen Flügeln und breitem Blatt,
- in Fig. 6 desgl. jedoch mit gewölbten Flügeln,
- in Fig. 7 Schraube mit 2 ebenen Flügeln und schmalen Blatt,
- in Fig. 8 desgl. jedoch mit gewölbten Flügeln.

Für die Schrauben der Fig. 1 und 6 ist die Übereinstimmung mit unserem Gesetz fast vollkommen, weniger gut

¹⁾ E. Dorand: La Technique Aeronautique 1910.

²⁾ In den Figuren 3, 5 und 9 sind aus besonderen Gründen die Werte $(a + b \cdot \lambda - \lambda) \cdot \frac{\pi^2}{\epsilon}$ und $(c - d \cdot \lambda) \cdot \frac{\pi^2}{\epsilon^2}$ zu den zugehörigen Werten $\frac{\lambda \cdot \pi}{\epsilon}$ aufgetragen, wodurch aber unsere Betrachtungen nicht berührt werden.

³⁾ A. Betz, Systematische Versuche an Luftschraubenmodellen, Jahrbuch der Luftfahrzeug-Gesellschaft 1912/13.

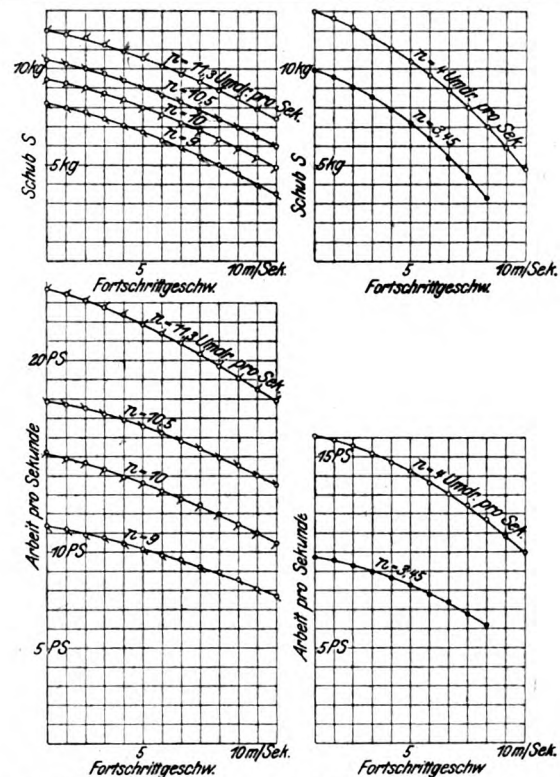


Fig. 4. Versuchsergebnisse in der Darstellung von E. Dorand.
Steigung = 1,87 m = 3,225 m
Durchmesser = 2,50 m = 4,300 m

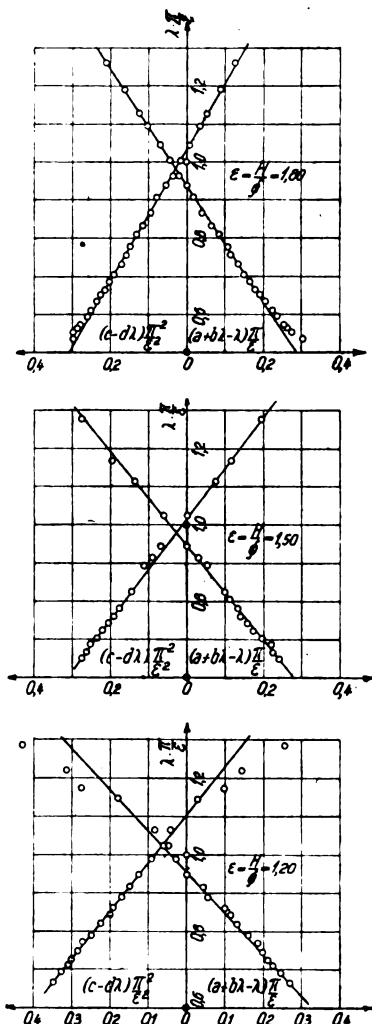


Fig. 3. Versuche von Rota mit Modellwasserschrauben.

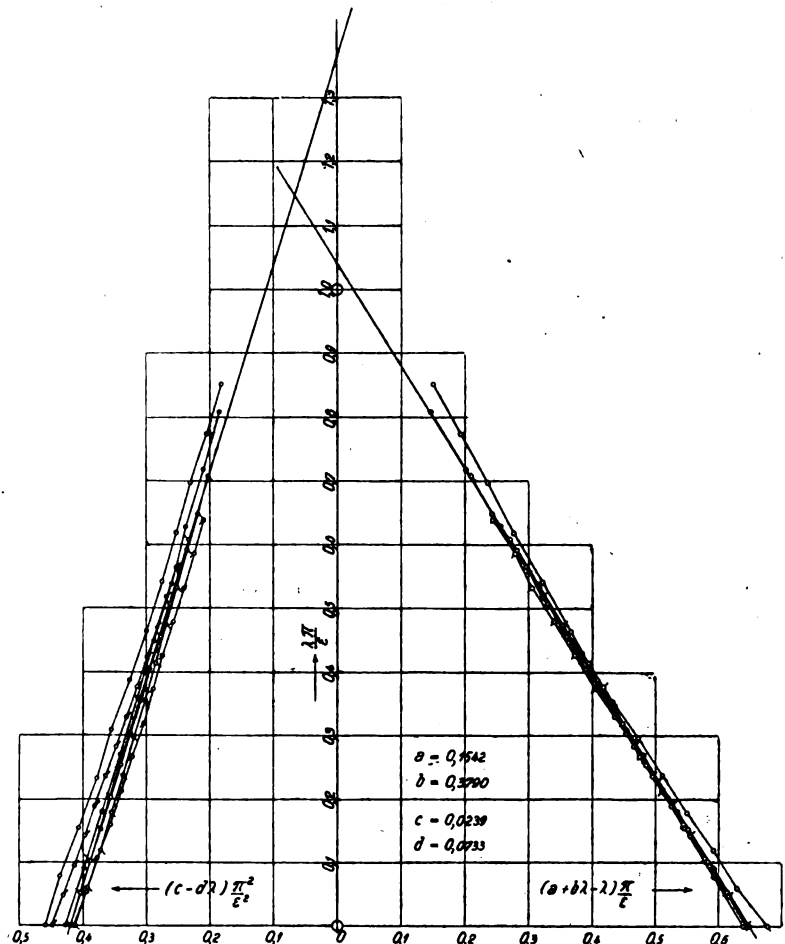


Fig. 5. Versuche E. Dorand mit 2 Luftpropellern aus Holz in natürlicher Größe im Freien durchgeführte.

$$\begin{aligned} \epsilon &= 0,75 \\ \psi &= (0,1542 + 0,379 \cdot \lambda) \cdot (0,1542 - 0,621 \cdot \lambda) \\ \mu &= (0,1542 + 0,379 \cdot \lambda) \cdot (0,0239 - 0,0733 \cdot \lambda) \end{aligned}$$

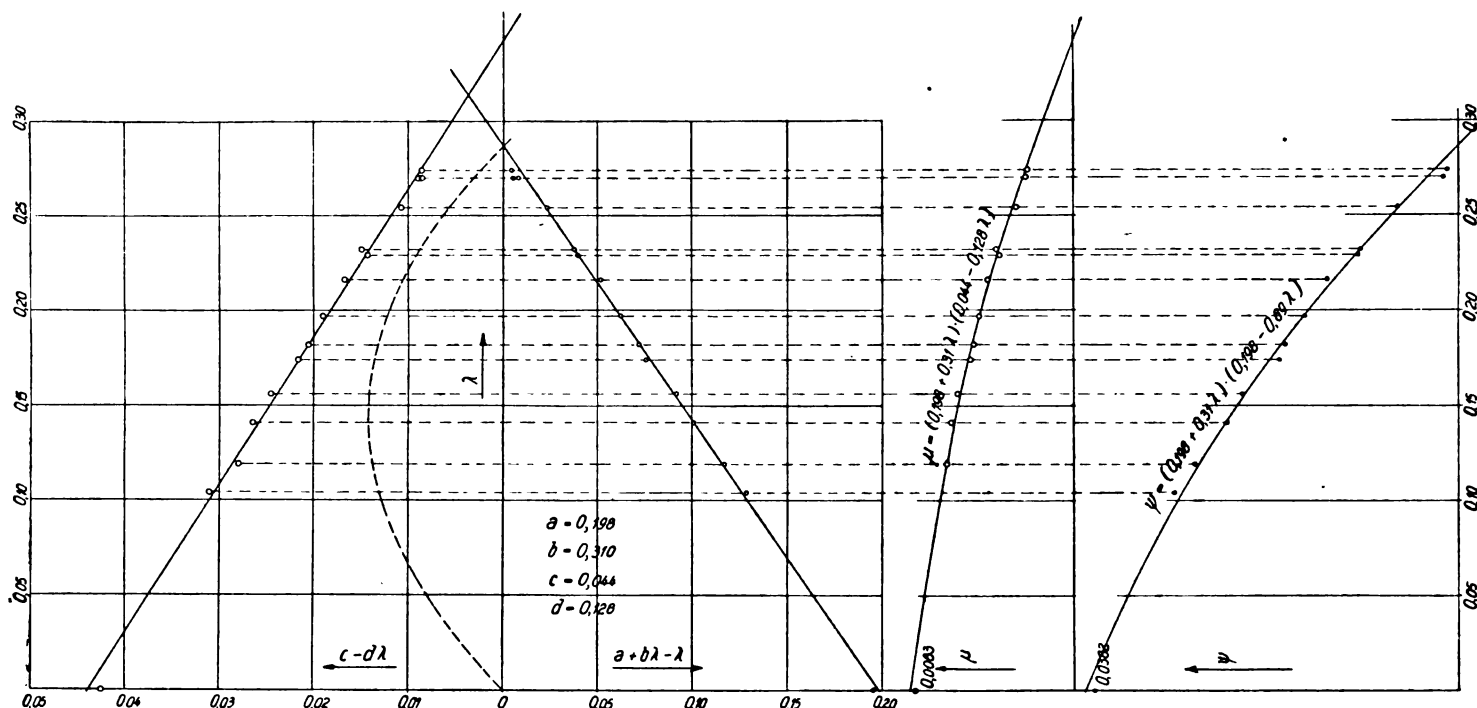


Fig. 6. Betz: Modellluftschraube 4 Flügel gewölbt, $\frac{b}{R} = \frac{6}{24,5}$ Blatt um $\beta = -3^\circ$ gegen $\varepsilon = 40/49$ verdreht.

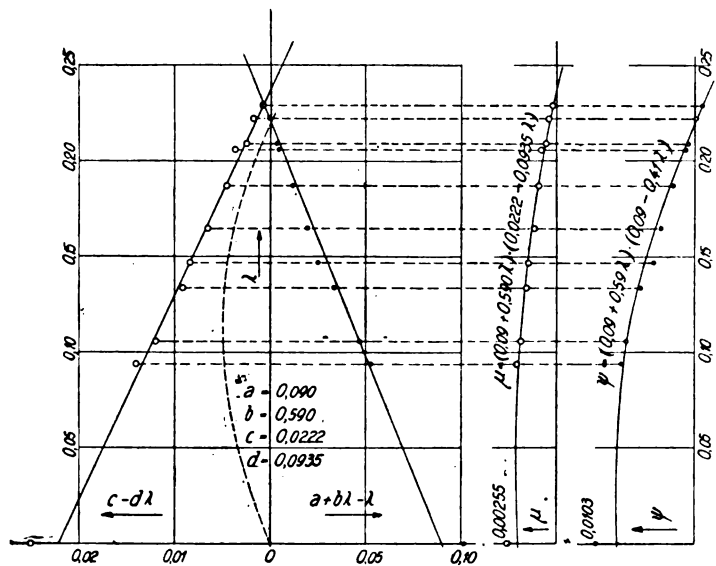


Fig. 7. Betz: Modellluftschraube.

2 Flügel eben. $\frac{b}{R} = \frac{3}{24}$. Blatt um $\beta = -3^\circ$ gegen $\varepsilon = \frac{40}{48}$ verdreht.

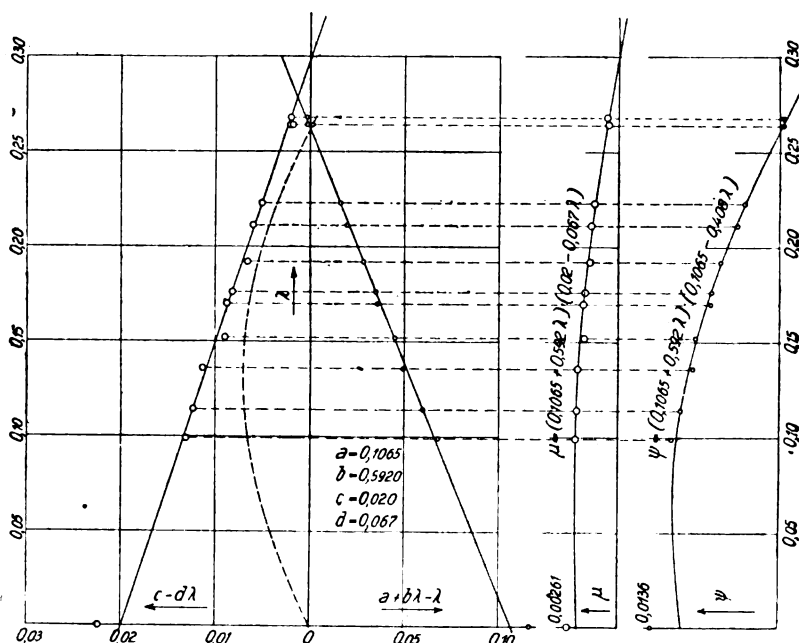


Fig. 8. Betz: Modellluftschraube.

2 Flügel gewölbt, $\frac{b}{R} = \frac{3}{24,5}$. Blatt um $\beta = -3^\circ$ gegen $\varepsilon = \frac{40}{49}$ verdreht.

ist dieselbe für die zweiflügelige Schraube mit dem schmalen Blatt, doch darf sie immerhin mit Ausnahme kleiner Werte von λ als genügend bezeichnet werden. Die folgende Tabelle I zeigt den Gang der Umrechnung.¹⁾

Anwendung des Schraubengesetzes. Mit Kenntnis der Werte a , b , c und d lassen sich alle Fragen, welche die betreffende oder eine ihr geometrisch ähnliche Schraube angehen, beantworten.

Aufgabe 1. Gesucht werde derjenige Wert von λ , für

¹⁾ Die Umrechnungsergebnisse der Betzschen Versuche sind einer nicht veröffentlichten Arbeit meines Assistenten des Herrn Diplomingenieurs E. Zenner entnommen.

welchen der Wirkungsgrad seinen Maximalwert besitzt. Durch Differentiation der Gl. 7 findet sich

$$\lambda_{(\eta \max)} = \frac{c}{d} \mp \frac{1}{d} \sqrt{c^2 - \frac{a \cdot c \cdot d}{1 - b}} \quad (8)$$

wobei das $-$ Zeichen für Schraubenbetrieb, das $+$ Zeichen für Turbinenbetrieb gilt.

Aufgabe 2. Der Wirkungsgrad einer Schraube, welche sowohl als Propeller wie als Turbine arbeitet, ist zu bestimmen. Der Wirkungsgrad der Schraube ist durch Gl. 7, der Wirkungsgrad der Turbine durch den reziproken Wert

$$\eta = \frac{c - d \cdot \lambda}{(a + b \lambda - \lambda) \cdot \lambda}$$

Tabelle I.

Betz: 4 Flügel, eben, $b = 6$ cm.

Nr.	1 λ	2 ψ	3 μ	4 $\frac{\lambda}{2}$	5 $(\frac{\lambda}{2})^2$	6 $\psi + (\frac{\lambda}{2})^2$	7 $\sqrt{\psi + (\frac{\lambda}{2})^2}$	8 $a + b \cdot \lambda$ $= 4 + 7$	9 $c - d \cdot \lambda$ $= 3 : 8$	10 $a + b \cdot \lambda - \lambda$ $= 8 - \lambda$
1	0,1750	0,00760	0,00309	0,0875	0,00766	0,01526	0,1236	0,2111	0,01464	0,0361
2	0,2400	— 0,00280	0,00019	0,1200	0,01440	0,01160	0,1077	0,2277	0,00084	— 0,0123
3	0,1400	0,01330	0,00410	0,0700	0,00490	0,01820	0,1349	0,2049	0,02040	0,0649
4	0,2140	0,00220	0,00154	0,1070	0,01115	0,01365	0,1168	0,2288	0,00673	0,0148
5	0,2360	— 0,00140	0,00041	0,1180	0,01392	0,01252	0,1119	0,2299	0,00178	— 0,0061
6	0,1100	0,01782	0,00511	0,0550	0,00303	0,02085	0,1445	0,1995	0,02560	0,0895
7	0,1700	0,00971	0,00328	0,0850	0,00723	0,01702	0,1305	0,2155	0,01520	0,0455
8	0,2010	0,00485	0,00212	0,1005	0,01000	0,01485	0,1218	0,2223	0,00953	0,0213
9	0,2280	0,00053	0,00112	0,1140	0,01300	0,01353	0,1162	0,2302	0,00486	0,0022
10	0,1020	0,01900	0,00530	0,0510	0,00260	0,02160	0,1470	0,1980	0,02675	0,0960
11	0,1550	0,01175	0,00372	0,0775	0,00601	0,01776	0,1332	0,2107	0,01764	0,0557
12	0,1960	0,00550	0,00229	0,0980	0,00960	0,01510	0,1228	0,2208	0,01038	0,0248
13	0,2320	— 0,00005	0,00093	0,1160	0,01344	0,01339	0,1158	0,2318	0,00401	0,0002
14	0,0000	0,02790	0,00790	0,0000	0,00000	0,02790	0,1670	0,1670	0,04730	0,1670

erkennt man, daß der Wirkungsgrad der für Propellerbetrieb bemessenen Schraube bei Verwendung als Turbine wesentlich sinkt. Ferner erkennt man, daß zwischen dem Propeller- und dem Turbinengebiet ein Drehzahlbereich vorhanden ist, bei welchem die Schraube weder als Propeller noch als Turbine zu arbeiten imstande ist.

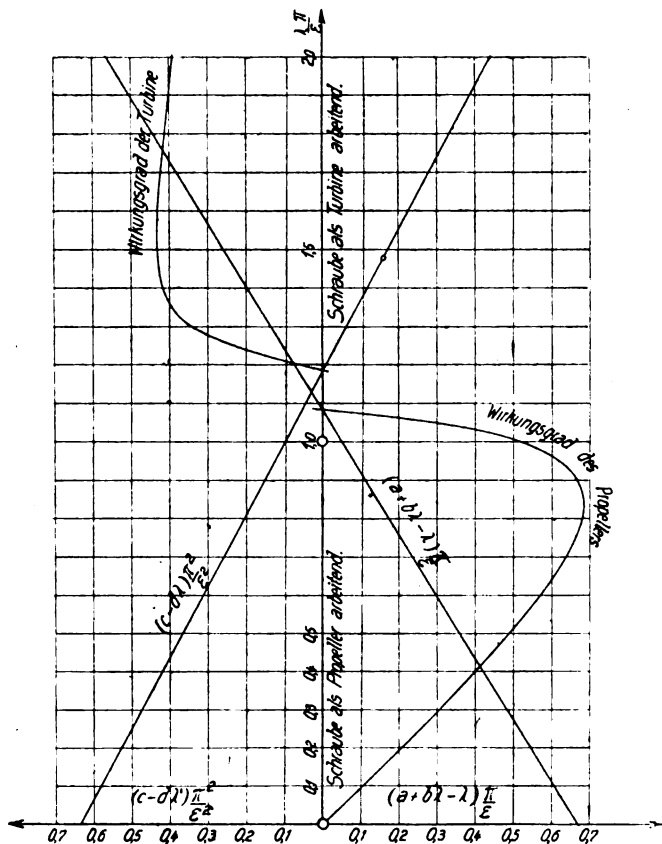


Fig. 9. Modellwasserschraube Gebers.

$\epsilon = 0,95$

$\psi = (0,203 + 0,3825 \cdot \lambda) \cdot (0,203 - 0,6175 \cdot \lambda)$

$\mu = (0,203 + 0,3825 \cdot \lambda) \cdot (0,058 - 0,1612 \cdot \lambda)$

Aufgabe 3. Die Nutzleistung einer Schraube ist zu bestimmen. Die Nutzleistung einer Schraube beträgt $P \cdot v$. Mit Gl. (1) und (3) folgt:

$$\frac{P \cdot v \cdot g}{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 \cdot R \cdot \pi \cdot n)^3} = (a + b \cdot \lambda - \lambda) \cdot (a + b \cdot \lambda) \cdot \lambda.$$

Berechnet man für eine gegebene Schraube den Wert

$$(a + b \cdot \lambda - \lambda) \cdot (a + b \cdot \lambda) \cdot \lambda,$$

so erhält man eine Parabel, welche für $P = 0$ und für $\lambda = 0$ durch Null geht (Fig. 10). Der maximale Wert findet sich durch Differentiation zu

$$\lambda = \frac{a \cdot (2 \cdot b - 1)}{3 \cdot b \cdot (1 - b)} + \sqrt{\frac{a^2}{3 \cdot b \cdot (1 - b)} + \frac{a^2 \cdot (2 \cdot b - 1)^2}{9 \cdot b^2 \cdot (1 - b)^2}}.$$

Der vorteilhafte Arbeitsbereich einer Schraube ist in der Hauptsache durch diejenigen Werte von λ begrenzt, welche durch die Maximalwerte von η und $\frac{P \cdot v \cdot g}{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 \cdot R \cdot \pi \cdot n)^3}$ festgelegt sind (Fig. 10).

Aufgabe 4. Der Widerstand eines Flugzeuges folge dem Gesetz (nach Pröll)

$$W = L \cdot v^2 + \frac{Q}{v^2} - N.$$

Gesucht werde der Zusammenhang mit den Schraubenabmessungen und den Drehzahlen.

Aus Gl. 1 und 4 folgt mit

$$P = W$$

$$\frac{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 \cdot R \cdot \pi \cdot n)^2}{g} (a + b \cdot \lambda - \lambda) \cdot (a + b \cdot \lambda) = L \cdot v^2 + \frac{M}{v^2} - N. \quad (9)$$

oder durch Substitution von Gl. 3

$$\frac{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 \cdot R \cdot \pi \cdot n)^2}{g} \cdot \left(a + b \cdot \frac{v}{2 \cdot R \cdot \pi \cdot n} - \frac{v}{2 \cdot R \cdot \pi \cdot n} \right) \left(a + b \cdot \frac{v}{2 \cdot R \cdot \pi \cdot n} \right) = L \cdot v^2 + \frac{Q}{v^2} - N. \quad (10)$$

Aus dieser Gleichung läßt sich z. B. für ein bestimmtes Schraubenmodell von gegebenem Halbmesser R die zu jeder Geschwindigkeit v gehörige Drehzahl n errechnen oder umgekehrt angeben, welche Geschwindigkeit v mit einem Propeller bestimmten Halbmessers R sich mit einer bestimmten Drehzahl n erreichen läßt.

Aufgabe 5. Verlangt man denjenigen Halbmesser und die dazugehörige Drehzahl der Schraube zu kennen, welche bei dem vorgelegten Schraubenmodell das Flugzeug bei gegebener Geschwindigkeit v mit dem Höchstwirkungsgrad antreibt, so ermittle man aus Gl. 8 das dem Höchstwirkungsgrad entsprechende λ des vorgelegten Schraubenmodells. Durch Substitution dieses Wertes in Gl. 9 erhält man die gesuchte Beziehung zwischen R und n .

Aufgabe 6. Das Flugzeug gehe im Gleitflug mit der Geschwindigkeit v nieder. Der Brennstoff des Motors ist abgestellt. Der Motor wird durch die als Turbine arbeitende Schraube gedreht. Gesucht die Drehzahl der Schraube. Das Leertlaufdrehmoment des Motors läßt sich darstellen durch

$$M = M_0 + C \cdot n.$$

Aus Gl. 2 und 5 folgt

$$\frac{R^2 \cdot \pi \cdot \gamma \cdot (2 \cdot R \cdot \pi \cdot n)^3}{2 \cdot \pi \cdot n \cdot g} \cdot \left(a + b \cdot \frac{v}{2 \cdot R \cdot \pi \cdot n} \right) \cdot \left(c - d \cdot \frac{v}{2 \cdot R \cdot \pi \cdot n} \right) = M_0 + C \cdot n,$$

woraus sich unmittelbar die gesuchte Drehzahl n errechnen läßt.

Bestimmung des Schraubengesetzes aus vier Einzelversuchen. Zur Bestimmung der vier Beiwerte a , b , c , d ist die Durchführung von vier Messungen erforderlich, in denen Schub oder Drehmoment, Geschwindigkeit, Drehzahl und Luftgewicht bestimmt werden. Zweckmäßig geht man dabei wie folgt vor:

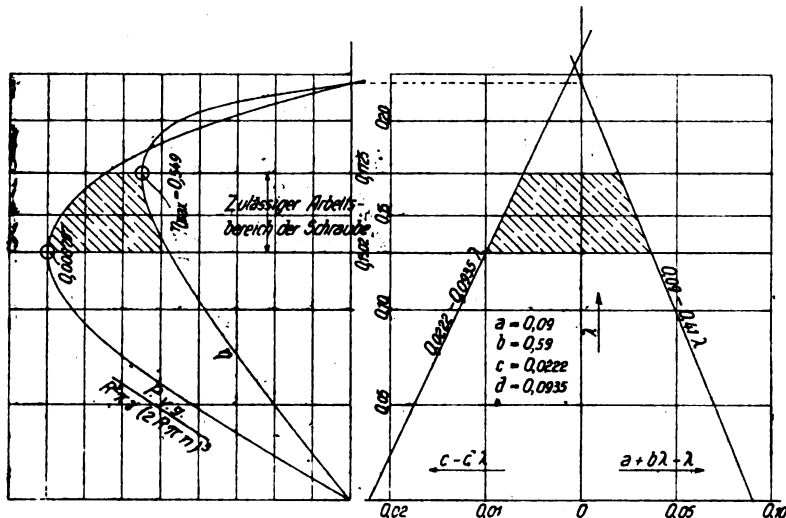


Fig. 10. Grenzen des vorteilhaften Arbeitsbereichs einer Schraube.

Versuch 1 und 2: Standprobe. Ermittlung von a und c . Man mißt Schub, Drehmoment und Luftdichte. Daraus ermitteln sich nach Gl. 1 bis Gl. 5 mit $\lambda = 0$ die Beiwerte a und c .

Versuch 3: In Fahrt. Ermittlung von b und d . Das Flugzeug geht mit abgestelltem Brennstoff im Gleitflug mit gleichbleibender Geschwindigkeit nieder. Drehzahl des Propellers und relative Geschwindigkeit gegen die umgebende Luft (Staudruck) und Luftdichte werden gemessen. Außerdem ist auf dem Prüfstand das Leerlaufdrehmoment des warmen Motors bei der beobachteten Drehzahl zu bestimmen.

Man erhält damit eine dritte Bestimmungsgleichung nach Gl. 2 und 5.

Versuch 3a: Der Versuch 3 wird mit geänderter gleichmäßiger Gleitgeschwindigkeit wiederholt; man erhält entsprechend dem vorhergehenden eine vierte Bestimmungsgleichung, so daß nunmehr sämtliche vier Größen a , b , c , d bestimmt werden können.

Versuch 4: Statt Versuch 3a kann man auch nach Anbringung einer einfachen Kontaktvorrichtung, welche die Schubrichtung der Schraube anzeigt und an jedem Flugzeug mit geringer Mühe anzubringen ist, diejenige Gleitgeschwindigkeit bestimmen, bei welcher der mit gleichbleibender Drehzahl arbeitende Propeller seine Schubrichtung ändert, bei welcher also $P = 0$ wird. Man erhält damit eine vierte Bestimmungsgleichung nach Gl. 4, aus welcher bei bekanntem a und b unmittelbar zu bestimmen ist.

Zweckmäßig werden die vier Werte a , b , c und d nach dem Versuch auf der Konstruktionszeichnung und auf der Schraube selbst eingetragen, um jeder Zeit zur Beurteilung der Schraube zur Verfügung zu stehen.

Ziel weiterer Forschung. Ziel der weiteren praktischen Schraubenforschung scheint mir zu sein, den Zusammenhang der bis jetzt nur durch den Versuch bestimmbar vier Beiwerte a , b , c , d mit den Konstruktionsdaten zu ermitteln, um so deren rechnerische Vorausbestimmung aus den Konstruktionsdaten zu ermöglichen.

Über die Beanspruchung der Tragflächen beim Abfangen des Flugzeuges aus dem Sturzfluge.

Von Dipl.-Ing. Leo Kirste, Vorstand des Konstruktionsbureaus der Phönix-Flugzeugwerke A.-G.

Im modernen Luftkampfe sind Sturzflüge, Korkzieherflüge und Schleifenflüge zu alltäglichen Notwendigkeiten geworden. Da es hin und wieder vorkommt, daß die Tragzelle der Beanspruchung nicht standhält, wenn der Führer die Steuer zu plötzlich betätigt, soll hier der Versuch gemacht werden, die jedenfalls sehr verwickelten aerodynamischen Vorgänge wenigstens angenähert rechnerisch darzustellen, um Grundlagen für eine entsprechende Festigkeitsberechnung der Zelle zu finden.

Wir setzen voraus, daß das Flugzeug zuerst eine größere Strecke vertikal nach unten fällt. Dazu ist notwendig, daß der Anstellwinkel der Tragfläche gegenüber der Flugbahn negativ ist, denn für die gebräuchlichen Flügelprofile verschwindet der Auftrieb (der in diesem Falle horizontal gerichtet ist) erst bei etwa -4° . Den Auftriebsbeiwert können wir bei gewöhnlichen Profilen gleichsetzen

$$c_a = 0,08 (\alpha + 4^\circ).$$

Der Rücktriebsbeiwert ist in der Nähe des Winkels, der dem Auftriebe Null entspricht, etwa

$$c_w = 0,06.$$

Der Widerstand des Flugzeuges ohne die Tragflächen ist durch die sog. »reduzierte Stirnfläche« gegeben, die wir mit f_s bezeichnen wollen und für die der Luftwiderstandsbeiwert gleich dem eines normal zu seiner Ebene angeblasenen Quadrates ist:

$$c_n = 1,28.$$

Zu diesem Widerstand gesellt sich noch jener der Luftschraube, die bei der hohen Sturzgeschwindigkeit, selbst wenn sie mit der größtmöglichen Drehzahl läuft, keinen Vortrieb mehr liefert, sondern nur bremsend wirkt. Um auch hier eine »reduzierte Stirnfläche« angeben zu können, die sich zu der übrigen dazuschlagen läßt, wollen wir die folgenden Überlegungen anstellen:

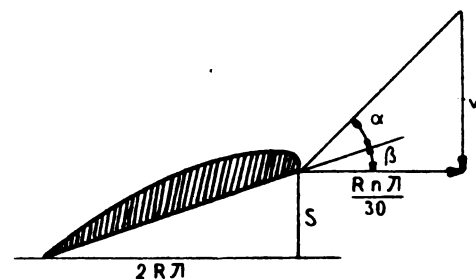


Fig. 1.

Der Schraubensteigungswinkel β ist (Fig. 1) gegeben durch

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{S}{2 R \pi},$$

worin S die Steigung und R den Radius bedeutet, auf dem das betrachtete Flügелеlement liegt. Der Anblasewinkel α ergibt sich aus

$$\operatorname{tg} (\alpha + \beta) = \frac{60 v}{2 R \pi n} = \frac{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}{1 - \operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{tg} \beta};$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{v - \frac{n S}{60}}{\frac{R \pi n}{60} + \frac{v S}{2 R \pi}}.$$

Die Durchrechnung ergibt im allgemeinen große Anblasewinkel (über 20°), so daß wir annehmen können, das Maximum

der Luftkraft sei schon erreicht. Für den maximalen Luftwiderstandsbeiwert eines von der konvexen Seite angeblasenen Schraubenprofils können wir setzen

$$c_s \approx 0,3.$$

Berücksichtigen wir, daß diese Luftkräfte ungefähr normal zur Profilschnecke gerichtet sind und die tatsächlich wirkende Schraubenfläche nur ≈ 50 v. H. des umschriebenen Rechteckes $D \times B$ (Durchmesser mal Breite) ist, so ergibt sich für den Widerstand der Schraube

$$\frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot 0,5 \cdot D \cdot B \cdot 0,3 \cos \beta \approx 0,13 D \cdot B \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$$

und für die reduzierte Stirnfläche der Schraube

$$f_L \approx 0,1 \cdot D \cdot B.$$

Bezeichnen wir mit F die gesamte Tragfläche, so ist der Widerstand des ganzen Flugzeuges

$$W = \frac{\gamma}{2g} \{ F \cdot 0,06 + (f_s + f_L) \cdot 1,28 \} \cdot v^2.$$

Vortrieb erzeugt nur das Gesamtgewicht G , so daß die Bewegungsgleichung lautet:

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{dv}{dt} = G - \frac{\gamma}{2g} \{ F \cdot 0,06 + (f_s + f_L) \cdot 1,28 \} \cdot v^2.$$

Daraus ergibt sich

$$v = \sqrt{\frac{G}{\frac{\gamma}{2g} \{ F \cdot 0,06 + (f_s + f_L) \cdot 1,28 \}}} \cdot \frac{e^{kt} - 1}{e^{kt} + 1},$$

worin

$$k = 2 \sqrt{\frac{g\gamma}{2G} \{ F \cdot 0,06 + (f_s + f_L) \cdot 1,28 \}}.$$

Für $t = \infty$, praktisch jedoch schon nach wenigen Sekunden oder Durchfallen von wenigen hundert Metern erreicht die Geschwindigkeit den Wert

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{G}{\frac{\gamma}{2g} \{ F \cdot 0,06 + (f_s + f_L) \cdot 1,28 \}}}.$$

Es werde nun dem Höhensteuer plötzlich ein Ausschlagwinkel ϑ erteilt. Dadurch wirkt auf das Flugzeug ein Drehmoment von der Größe

$$M_H = \frac{\gamma}{2g} \cdot H \cdot h \cdot \vartheta \cdot 1,28 \cdot v^2.$$

Hierin bedeutet H die Höhensteuerfläche und h ihren Abstand vom Flugzeugschwerpunkt. Dem Höhensteuer entgegen wirkt das dämpfende Moment, herrührend von der

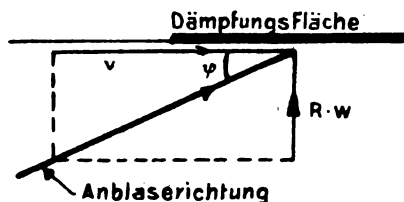


Fig. 2.

Dämpfungsfläche und den übrigen Flugzeugteilen, die im selben Sinne wirken. Betrachten wir ein Flächenelement df im Abstände R vom Schwerpunkt, das mit einer Winkelgeschwindigkeit

$$\omega = \frac{d\psi}{dt}$$

um diesen rotiert. Bei einer Fluggeschwindigkeit v liefert es ein dämpfendes Moment

$$dM_D = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_n \cdot df \cdot v^2 \cdot R \cdot \sin \psi,$$

Nun ist, wie aus Fig. 2 hervorgeht,

$$v \cdot \tan \psi = R \cdot \omega,$$

daher

$$dM_D \approx \frac{\gamma}{2g} \cdot c_n \cdot df \cdot v \cdot \omega \cdot R^2 \text{ und } M_D = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_n \cdot J \cdot v \cdot \omega.$$

Hierin bedeutet J das Flächenträgheitsmoment der Dämpfungsfläche und aller ihr annähernd parallelen Flächen in bezug auf eine Querachse durch den Schwerpunkt. Für c_n setzen wir auch hier mangels genauerer Angaben den Normalwert 1,28 ein.

Die Bewegungsgleichung für die Drehung des Flugzeuges infolge des Höhensteuerausschlages ist, mit T = Massenträgheitsmoment des Flugzeuges um dieselbe Achse

$$T \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{\gamma}{2g} \cdot H \cdot h \cdot 1,28 \cdot \vartheta \cdot v^2 - \frac{\gamma}{2g} \cdot J \cdot \dot{\psi} \cdot 1,28 \cdot \frac{d}{dt}$$

Die erste Integration ergibt, wenn wir $\frac{\gamma}{2g} = \frac{1}{16}$ setzen:

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} \left(1 - e^{-\frac{0,08 J v}{T} t} \right)$$

und die zweite:

$$\psi = \frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} \left\{ t - \frac{T}{0,08 J v} \left(1 - e^{-\frac{0,08 J v}{T} t} \right) \right\}.$$

Berücksichtigen wir, daß $e^{-\frac{0,08 J v}{T} t}$ sich rasch dem Werte 0 nähert und ψ gleichzeitig mit t Null werden muß, so können wir angenähert schreiben

$$\psi = \frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} \cdot t.$$

Infolge der Drehung des Flugzeuges um seine eigene Achse erhält die Tragfläche Anstellwinkel und liefert einen (horizontal gerichteten) Auftrieb von der Größe

$$A = \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot 0,08 \cdot (\alpha + 4^\circ) \cdot v^2.$$

Diese äußere Kraft führt das Flugzeug aus seiner geradlinigen vertikalen Flugbahn in eine Kurve über, deren Krümmungshalbmesser gegeben ist durch

$$\varrho = \frac{G v^2}{g \cdot A} = \frac{G}{\frac{\gamma}{2} \cdot F \cdot 0,08 (\alpha + 4^\circ)}$$

Dadurch, daß das Flugzeug in die Kurve übergeht, ist der wirksame Tragflächenanstellwinkel $\alpha + 4^\circ$ nicht gleich dem absoluten Drehungswinkel ψ , sondern vermindert um den Neigungswinkel φ der Flugbahn gegen die Vertikale:

$$\alpha + 4^\circ = \frac{180}{\pi} (\psi - \varphi).$$

Aus der Betrachtung der Bahnkurve, Fig. 3, ergibt sich

$$\varrho \cdot d\varphi = v \cdot dt \text{ oder } \varphi = \int_0^t \frac{v}{\varrho} dt \text{ und}$$

$$\alpha + 4^\circ = 57,3 \left(\psi - \int_0^t \frac{v}{\varrho} dt \right).$$

Dies in die Gleichung für ϱ eingesetzt, gibt

$$\varrho = \frac{G}{2,86 \cdot F \left(\psi - \int_0^t \frac{v}{\varrho} dt \right)} = \frac{G}{2,86 \cdot F \left(\frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} t - \int_0^t \frac{v}{\varrho} dt \right)}$$

Um diese Differentialgleichung zu lösen, schreiben wir sie zuerst so

$$\frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} t - \int_0^t \frac{v}{\varrho} dt = \frac{G}{2,86 F} \cdot \frac{1}{\varrho}.$$

Durch Differentiation nach t erhalten wir

$$\frac{H \cdot h \cdot v \cdot \vartheta}{J} - \frac{v}{\varrho} = \frac{-G}{2,86 \cdot F \cdot \varrho^2} \cdot \frac{d\varrho}{dt}, \text{ woraus}$$

$$\frac{dt}{d\varrho} = \frac{-G}{2,86 \cdot F \cdot v \left(\frac{H \cdot h \cdot \vartheta}{J} \varrho^2 - \varrho \right)}$$

Setzen wir

$$\frac{2 H \cdot h \cdot \vartheta}{J} \varrho - 1 = x,$$

so läßt sich das Integral auf die Form bringen:

$$\int \frac{dx}{x^2 - 1} = \frac{1}{2} \lg \frac{x-1}{x+1} \quad (\text{bei } x > 1)$$

und wir erhalten

$$\varrho = \frac{J}{H \cdot h \cdot \vartheta \cdot \left(1 - e^{-\frac{2,86 F \cdot v}{J} t} \right)}$$

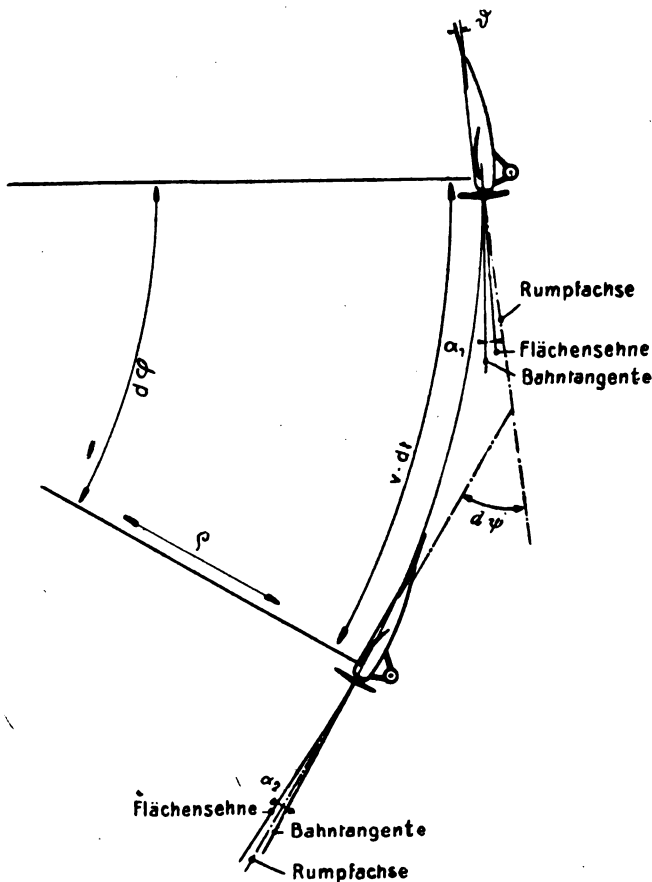


Fig. 3.

Für $t = \infty$ (praktisch schon für $t < 1$ s) wird

$$\varrho_{\min} = \frac{J}{\vartheta \cdot H \cdot h}$$

Aus der Formel $A = \frac{G v^2}{\varrho}$ würde hervorgehen, daß der größte Wert von A (das Maximum der Zellenbeanspruchung) erst bei $t = \infty$, nämlich bei ϱ_{\min} auftritt.

Diese Beziehung läßt sich jedoch deshalb nicht verwerten, weil die Geschwindigkeit v , die wir als konstant angenommen haben, abnimmt, wenn sich die Flugbahn merklich von der Vertikalen entfernt, da dann als treibende Kraft nicht das ganze Gewicht G , sondern nur die Vertikalkomponente davon wirkt. Weil nun aber ϱ_{\min} praktisch schon nach wenigen Zehntelsekunden erreicht wird, ist dies auch für A_{\max} der Fall:

$$A_{\max} = \frac{G \cdot v^2 \cdot H \cdot h \cdot \vartheta}{g \cdot J}$$

Da mit konstanter Geschwindigkeit gerechnet wird, ergeben sich die zu den einzelnen Werten von A gehörigen Anstellwinkel aus

$$\alpha = \frac{A}{\frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot 0,08 \cdot v^2} - 4^\circ.$$

Dadurch ist bei gegebenem Flächenprofil auch die Lage des Druckmittelpunktes sowie die Verteilung der Beanspruchung auf Vorder- und Hinterholm bestimmt.

Als Beispiel wählen wir einen Eindecker mit $G = 600$ kg, $F = 15$ m², $H = 1$ m², $h = 4$ m, $J = 50$ m⁴, $f/s = 0,3$ m², $f/L = 0,1 \cdot 2,8 \cdot 0,2 = 0,056$ m², $T = 80$ kg · m⁴.

Es ist

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{600}{\frac{1}{16} \left\{ 0,06 \cdot 15 + (0,3 + 0,056) \cdot 1,28 \right\}}} = 84 \text{ m/s} \approx 300 \text{ km/st.}$$

Nehmen wir für den Höhensteuerausschlag

$$\vartheta = 6^\circ \approx 0,1,$$

so ist

$$\psi = 0,73 t, \varrho_{\min} = \frac{50}{0,1 \cdot 4} = 125 \text{ m und}$$

$$A_{\max} = \frac{60 \cdot 84^2}{125} = 3380 \text{ kg.}$$

Die Zelle würde also in diesem Falle mit $\frac{3380}{600} = 5,64$ -facher Belastung beansprucht. Der zugehörige Anstellwinkel wäre

$$\alpha = \frac{3380}{\frac{1}{16} \cdot 15 \cdot 0,08 \cdot 84^2} - 4^\circ = 2,4^\circ.$$

Das Handley-Page-G-Flugzeug.

Bericht der Flugzeugmeisterei Adlershof.

(Mit Tafel XVII und XVIII.)

Der große zweimotorige Doppeldecker mit Zugschrauben wurde von der englischen Admiralität 1915 bei der »Handley-Page, Ltd.« in Hendon bei London in Auftrag gegeben und kam aber erst 1917 an die Front. Das erste 1917 eroberte »H.-P.«-Großflugzeug war mit zwei Motoren à 280 PS ausgerüstet. Die später gebauten Flugzeuge haben zwei »Rolls-Royce«-Motoren à 300 PS, welche 4flügelige Propeller mittels Getriebe antreiben.

Die Besatzung besteht aus zwei Offizieren und drei Mann. Das Flugzeug führt mit: einen Schwanzwagen, Verspannungslatten, zwei kleine Klappleitern und zwei Luftschraubenüberzüge.

Die Bewaffnung besteht aus drei »Lewis-M.-G.« mit ca. 900 Patronen und 16 Bomben.

Die Flügel spannen oben 30,49 m, unten 21,37 m, haben 3,05 m Rippentiefe und einschließlich Querruder 152,5 m² Tragfläche. Pfeilform und Staffelung sind nicht vorhanden. Die V-Form der im Oberflügel an einem 4,91 m breiten Baldachin und unten an wagerechten, bis zu den Motorstielen reichenden Zwischenstücken befestigten Außenzellen beträgt 172°. Die Einstellwinkel sind über die ganze Fläche oben 3°, unten 2,6°. Der Flächenabstand beträgt 3,44 m, d. h. 1,13 der Rippentiefe.

Die Flügelholme haben I-förmigen Querschnitt, die des Oberflügels sind kräftiger gehalten. Die Holme der überstehenden Enden des Oberflügels sind über den Außenstielen unter Zwischenlage einer Aluminiumplatte stumpf gegen die Holmstücke des Mittel- und Außenfeldes gesetzt und werden nur kurz durch die Beschläge gefaßt. Sie sind daher nach oben und unten abgespannt (Fig. 5, Tafel XVII).

Die Rippen aus Spruceholz von 3,05 m Tiefe und 0,245 m größter Dicke sind als Gitterträger ausgebildet und unter Zwischenschaltung von kleinen Holzkeilen mit den Holmen verleimt. Ihre Entfernung beträgt 28 bis 34 cm. Auf den

Saugseiten der Flügel ist zum besseren Einhalten des Profilen zwischen ihnen je eine von Nasenleiste bis Vorderholm reichende Hilfsrippe angeordnet (Fig. 5, Tafel XVII).

Die Leinenbespannung der Flügel hat nach Angabe des Bordbuches in der Kette 1270 kg/m und im Schuß 1625 kg/m Festigkeit. Sie ist mit den Rippen vernäht und dem Zweck des Flugzeuges entsprechend unten schwarz und oben braunrot gestrichen.

Das Gewicht der Flügel einschließlich Stiele und Verspannung beträgt 5,7 kg/m². Die Zellenstiele, von denen die inneren größeren Querschnitt haben, sind rechteckige Kastentiele aus Kiefernholz mit tropfenförmiger Furnierbekleidung. Sie sind in den Beschlägen fest verschraubt. Die ebenfalls tropfenförmig verkleideten Motorstiele bestehen aus Stahlrohr.

Die Verspannung ist fast durchweg aus Tropfendrähten mit rundem Schaftdurchmesser zwischen 9,5 und 13 mm gebildet.

Die Drähte der Tiefenkreuzverspannung haben lanzettförmigen Querschnitt und 7,2 mm Dicke im Schaft. Lediglich zur Verspannung des dritten Feldes sowie der überhängenden Enden des Oberflügels sind ohne ersichtlichen Grund Drahtseile von 11,2 bzw. 5,3 mm Durchmesser benutzt. Die Profile sind nicht genau gewalzt. Bei gleichen Drähten treten Unterschiede in der Profiltiefe bis zu 0,4 mm auf. Die Tragdrähte sind doppelt, Gegendrähte einfach angeordnet. An den Kreuzungspunkten sind sie, um Vibrieren und Scheuern zu verhindern, durch ein tropfenförmiges Holzstück zusammengefaßt.

Zur bequemeren Unterbringung des Flugzeuges lassen sich die angesetzten Außenzellen an den Rumpf heranklappen. Zu dem Zweck sind die Holmbeschläge an den Motorstielen als Drehgelenke ausgebildet. Werden die Hebelspannschlösser der Verspannung in der Vorderholmebene gelöst, ferner die Kuppelbolzen der vorderen Beschläge mit Hilfe eines Handgriffes, der unten Gewinde trägt und in entsprechendes Gewinde der Bolzenköpfe paßt, entfernt, so lassen sich die Flügel um die Gelenke der Hinterholme drehen und an den Rumpf heranklappen, wo sie mittels besonderer Distanzrohre befestigt werden. Zusammengeklappt hat das Flugzeug noch eine Höhe von 5,4 m bei einer Breite von 8,6 m (Fig. 4, Tafel XVII, Fig. 3 u. 4, Tafel XVIII).

Die Beschläge sind zweckmäßig und sorgfältig durchgebildet. Sie sind aus Blech von 2—3 mm Stärke gebogen und mit großen Erleichterungslöchern versehen. Sie liegen auf großer Länge am Holz an, mit dem sie durch viele dünne, teilweise nur 3/16" dicke Mutterschrauben sowie eine Anzahl Holzschrauben fest verbunden sind (Fig. 10 u. 11, Tafel XVIII).

An den Angriffsstellen der Bolzen und Spannschlösser ist das Blech durch aufgeschweißte Lappen und Augen bis auf 5 mm verdickt. Teilweise sind auch nochmals kräftigere Lappen aufgelegt, die durch dickere Schrauben mit Beschlag und Holm verbunden sind, wie z. B. für den Anschluß der Tragdrähte an den Beschlägen der Stielfußpunkte. Besonderes Interesse bietet die saubere und gute Durchbildung der Drehgelenke.

Die Spannschlösser zeigen die bei Verwendung der Profildrähte allgemein übliche Ausführung. Komplizierte Drehteile wie Kugelköpfe usw. sind vollkommen vermieden.

Der Rumpf ist ein Holzdrahtboot üblicher Art von 2,09 m größter Höhe und 1,45 m Breite. Seine Länge beträgt 19,18 m. Nach vorne verjüngt er sich in eine halbrunde Spitze von 0,67 m Höhe. Nach hinten endet er in einen wagerechten halbrunden Steven von 0,89 m Breite und 0,10 m Radius.

An der Rumpfspitze (Kanzel) befindet sich der Platz für einen M.-G.-Schützen, der durch eine Klapptüre Verbindung hat mit den hinter ihm sitzenden Führer und Kommandanten, deren Sitze nebeneinander angeordnet sind. Hinter diesen ist ein großer Raum für den Bombenwerfer, in dessen als Gitterrost ausgebildetem Boden eine kleine Klapptüre zum Besteigen des Flugzeuges angeordnet ist. Es folgt das Bombenlager, über dem ein 570 l fassendes Benzinegefäß angeordnet ist. Hinter diesem, als Zweideckraum ausgebildet, liegen die Plätze für zwei M.-G.-Schützen, von denen der obere nach vorn über die Flügel sowie nach oben rückwärts, der untere nur nach unten rückwärts schießen kann. Die hinteren M.-G.-Schützen haben wegen des Bombenlagers und des großen Benzintanks keine Verbindung mit der Besatzung

im Rumpfvorderteile. Der Rumpf ist mit Stoff bespannt, in dem am Bombenwerferraum beiderseits große Zellscheiben eingesetzt sind. Die Schießluken können durch Persennings geschlossen werden (Fig. 1, Tafel XVII, Fig. 8 u. 9, Tafel XVIII).

Holme und Stiele des Rumpfes bestehen aus Spruceholz von rechteckigem Querschnitt. Von den Plätzen der hinteren M.-G.-Schützen ab sind sie als hohle Kastenträger ausgebildet. Am Bombenlager haben sie kräftigen I-förmigen Querschnitt. Um ein Ausknicken zu verhindern, sind die Rumpfstiele in der Ebene des Spantes unter Zuhilfenahme einer Aluminiumblechstütze abgespannt, außerdem sind die gegenüberliegenden Stiele untereinander verspannt. Um ein Ausweichen in der Längsrichtung zu verhüten, werden sie noch durch einen Draht von 1,8 mm Durchmesser untereinander verbunden. Die Rumpfverspannung besteht aus Draht von 2,5—10 mm Durchmesser sowie aus 3,5—5,5 mm starken Seilen. Die kräftigeren Drähte sind als Deckendrähte ausgebildet.

Steuer. Steuersäule und Fußsteuer sind auf einem gemeinsamen Bock angeordnet. An das Seitensteuer, dessen Züge doppelt sind, ist ein verstellbarer Gummizug angeschlossen. Die Züge der Quersteuerung laufen nicht unmittelbar zum Steuerrad, sondern sind mit losen Rollen verbunden. Die Enden des über diese Rollen und das Steuerrad geführten Seiles sind am Steuerfundament befestigt. Hierdurch soll eine bessere Kraftübersetzung erreicht werden.

Die Querruder von 6,28 m Breite und 1,5 m Tiefe sind mittels kleiner Scharniere am Hinterholm der Oberflügel gelagert. Sie tragen außerhalb der Flügel Ausgleichslappen. Die Tiefe beträgt hier 2,14 m. Ihre Steuerung ist abhängig.

Die Schwanzbefiederung ist als Doppeldecker von 5,04 m Spannweite und 1,85 m Flächenabstand ausgebildet. Die geteilten 2,58 m breiten und 0,59 m tiefen Höhenruder ragen seitlich über die Flossen hinaus. Scheinbar hatten sie ursprünglich, ähnlich wie die Querruder, Ausgleichslappen. In der Mitte über dem Rumpf ist eine Kielflosse und zu beiden Seiten von ihr je ein ausgeglichenes Seitenruder angeordnet.

Fahrgestell. Beiderseits des Rumpfes zwischen Rumpf und Motorstielen ist je ein zweiräderiges Fahrgestell angebracht. Der Drehpunkt der geteilten Achse wird durch einen Bock aus tropfenförmig verkleideten Stahlrohren zu den Rumpfbeschlägen und den Motorstielen abgestützt (Fig. 2, Tafel XVII).

Die Achsschenkel sind außerhalb der Räder mit umklöppelten Gummischnüren abgedeckt. Der Federungsweg beträgt 0,215 m. Als Wegbegrenzung dient ein unten zwischen den Stützen gelagerter Gummipuffer. Die Räder haben mit Luftreifen 900 mm Durchmesser und eine Breite von 200 mm. Die Nabe ist 175 mm lang. Ihr innerer Durchmesser beträgt 65 mm.

Motoren. An jeder Seite des Hauptrumpfes zwischen den Motorstielen sind die beiden Motoren in besonderen Motorrümpfen untergebracht.

Das erste Flugzeug hatte 12-Zylinder-V-Motoren.

Die Bohrung der Zylinder beträgt 114 mm, der Hub 165 mm. Die Drehzahl 1600 in der Minute. Ihre effektive Leistung ca. 280 PS. Der Betriebsstoffverbrauch ist 95 l Benzin und 3,5 l Öl in der Stunde.

Neuere Flugzeuge zeigen im allgemeinen die gleiche Anordnung und Ausführung, sind jedoch mit 300 PS-Rolls-Royce-Motoren ausgerüstet. Ferner sind an Stelle der Seitenkühler die ganze Fläche der Motorgondeln ausfüllende Stirnkühler mit Abdeckvorrichtung eingebaut. Neuerdings sollen die Flugzeuge mit wesentlich stärkeren „Sundbeam“-Motoren ausgerüstet sein.

Hinter jedem Motor, in dem aus Stahlrohr zusammengeschweißten Motorbock, liegt ein 564 l fassender zylindrischer Benzintank, in dessen Mitte konzentrisch das 58 l fassende Ölgefäß eingebaut ist. Einschließlich des im Hauptrumpf liegenden Benzintanks können also $590 + 2 \times 564 = 1718$ l Benzin sowie 116 l Öl mitgeführt werden, was einer Flugdauer von ca. $9 \frac{1}{2}$ h entspricht. Nach rückwärts ist der Motorbock, um einen guten Luftabfluß zu bewirken, durch große Kegel aus Aluminiumblech abgeschlossen (Fig. 6, Tafel XVIII).

Die Motoren sind mit Getriebe ausgerüstet, durch welche die Schraubendrehzahl im Verhältnis 1 : 0,64 unteretzt wird, d. h. die vierflügeligen Holzschrauben machen bei 1600 Umdrehungen des Motors 1024 Umdrehungen. Die Getriebe sind

so ausgebildet, daß die beiden Luftschrauben verschiedenen Drehsinn erhalten, und zwar schlagen sie von oben gesehen nach innen. Sämtliche zur Bedienung der Motoren nötigen Hebel und Leitungen werden zusammen in einer tropfenförmigen Holzverkleidung in den Haupttrumpf geführt (vgl. Leitungsschema). Die zum Anlassen der Motoren nötigen Handgriffe sind im Raum des Bombenwerfers vereinigt, während nur die zur Bedienung im Fluge notwendigen Züge zum Sitz des Führers weitergeleitet sind.

Im Bombenwerferraum sind untergebracht für jeden Motor: eine Andrehvorrichtung, die nach Einschalten einer Kuppelung gestattet, den Motor durchzudrehen, der Hebel für Zündverstellung, die von dem Haupttank gespeiste Einspritzpumpe (Leitungen rot gestrichen), der Anlasser mit seinem Ausschalter sowie Hähne zum Abschließen der Leitungen des Haupttanks.

Während des Betriebes halten Motorpumpen den Druck in den Seitentanks aufrecht. Sicherheitsventile verhindern ein zu hohes Anwachsen des Drucks. Beiderseits der Motoren sind an den Außenseiten der Verkleidung kupferne Röhrenkühler, über den Motoren Wassersammler angebracht. Vorrichtungen zum Anzeigen des Benzinstandes sind nicht vorhanden, nur am Haupttank ist ein Standglas angeordnet. Das Öl wird zur Schmierung durch eine Zahnradschraube in den Motor gedrückt und von hier wieder in den Tank zurückgeführt. Öltanks und die seitlichen Benzintanks haben keine Ablaufhähne. Trichter unter den Vergasern führen überfließendes Benzin durch ein Rohr bis unter das Fahrgestell ab.

Am Führersitz befindet sich: Handhebel zum Abschließen der Benzinleitungen der beiden Motortanks, Magnetschaltungen, ein kombinierter Gashebel für beide Motoren, der gestattet, mit einem Griff jeden Motor für sich oder beide gleichzeitig zu drosseln. Die Handluftpumpe mit Manometer und Absperrventilen für die drei Leitungen zum Haupttank bzw. den beiden Motortanks. (Leitungen gelb gestrichen.) An der Verkleidung der Motorrümpfe nach innen dem Führer zugewandt sind angebracht: Manometer zum Anzeigen des Drucks im Motortank, ein solcher für den Öldruck sowie ein nachts leuchtender Drehzahlmesser (Fig. 8, Tafel XVIII).

Außer den schon angeführten Instrumenten für die Bedienung der Motoren sind am Führersitz noch untergebracht: eine Borduhr, ein Geschwindigkeitsmesser (Staudruckmesser, dessen Düse ca. 60 cm unterhalb des Rumpfes, 1 m von der Sitze entfernt, liegt), Kompaß, Längs- und Querneigungsmesser sowie Ausschalter für die Beleuchtung der Instrumente. Vor dem Sitz des Führers ist eine Schutzscheibe aus Triplexglas angebracht. Seinem Zweck entsprechend ist die Beleuchtung des Flugzeuges besonders gut ausgeführt. Am Heck des Rumpfes sind eine weiße, an den Enden der Unterflügel neben den äußeren Stielen Positionslaternen eingebaut, die nach vorne rot bzw. grün, und nach den Außenseiten weißes Licht zeigen. Im Bombenwerferraum ist ein Ausstoßrohr für Leuchtbomben angeordnet, von denen in einem Regal vier Stück mitgeführt werden können. Außerdem befinden sich unter den Enden der Unterflügel je ein Halter für Leuchtbomben, die zur Erleichterung der Landung scheinbar elektrisch entzündet werden können. Zur Verständigung zwischen Führer und Bombenwerfer ist eine Lichtsignalanordnung vorgesehen. Durch Druck auf entsprechende Kontaktknöpfe leuchten im Führersitz farbige Lichter auf, um die einzuschlagende Richtung anzuzeigen. Zum Betriebe der gesamten Beleuchtungsanlagen dient eine im Bombenwerferraum untergebrachte Akkumulatorenbatterie.

Der Sitz des Führers ist unten und im Rücken, der des neben ihm sitzenden Beobachters nur unten mit 3 mm starkem Blech gepanzert. Der Motorbock einschließlich der Kühler ist unten und an den beiden Seiten durch 1,5 mm starkes Eisenblech geschützt, während er oben nur durch 0,8 mm dickes Aluminiumblech verkleidet ist.

F.-T.-Einrichtung war in dem Flugzeug nicht vorhanden, jedoch ist in den Unterflügeln der Antennendraht eingebaut.

Bewaffnung. In dem Bombenlager können an vier kräftigen Querbalken 16 Bomben von 65, 100, 112 oder 180 englischen Pfund aufgehängt werden. Die Züge sind, durch einen Kasten geschützt, zu einem gemeinsamen Handhebel geführt. Zum Abwurf legt sich der Bombenwerfer auf den

Boden, um durch das unter dem Führersitz liegende Visier zu zielen. Er hat dann zur Rechten den Abzugshebel, sowie über sich die Druckknöpfe für die oben erwähnte Signallvorrichtung (Fig. 9, Tafel XVIII).

Über den beiden vorderen Balken des Bombenlagers sind noch zwei höher liegende angeordnet. An diesen können nach Entfernung der unteren acht größere, 250 Pfund-Bomben, aufgehängt werden.

Die Bomben können einzeln oder innerhalb 1½ Sek. in Salven zu je vier abgeworfen werden. Die Vorrichtung kann auch für elektrische Auslösung eingerichtet werden.

Für die drei Lewis-M.-G. können in besonderen Regalen mitgeführt werden: im vorderen M.-G.-Stand 12 Trommeln, in jedem hinteren 18. Da jede Trommel 45 Patronen enthält, können 2160 Patronen untergebracht werden.

An Stelle der einfachen, wagerechten Gleitschiene für das M.-G. des hinteren, oberen Schützen findet sich bei neueren Flugzeugen der übliche Hochschiebedrehkranz, der dem Schützen ermöglicht, auch nach seitwärts und unten zu schießen.

Gewichte. Das Leergewicht des Flugzeuges wird im Bordbuch mit 3100 kg angegeben, während sich aus den Wägungen der Einzelteile sowie des ganzen Flugzeuges 3900 kg ergibt. Die Versuchsflüge in England wurden durchgeführt mit 1700 kg Nutzlast. Nach einer Anweisung soll das Gewicht der Bomben und des Benzins 1470 kg nicht überschreiten.

Die Gesamtnutzlast wird daher mit ca. 2000 kg richtig eingeschätzt sein, womit sich als Gewicht des beladenen Flugzeuges 5900 kg ergibt.

Gewichtstabelle.

I. Nutzlast.

a) Fünf Insassen	375 kg
b) Drei M.-G., beweglich, mit Patronen	166 „
c) Bomben	880 „
d) Betriebsstoffe	1340 „
Höchstnutzlast	2000 kg

II. Leergewicht.

a) Zwei Mann einschließlich Öl im Gehäuse mit Wassersammler und Gerüst für Deckbleche	880 kg
b) Vier Auspuffsammler	28 „
c) Kühleranlage	102 „
d) Kühlwasser	80 „
e) Luftschrauben mit Naben	85 „
f) Ein Benzinhanptbehälter mit Befestigungen	51 „
g) Zwei Benzinnebenbehälter mit Ölbehälter	90 „
h) Motorzubehör	128 „
i) Haupttrumpf	604 „
k) Zwei Nebenrümpfe mit Motorstielen	384 „
l) Rumpfbzubehör	14 „
m) Zwei Fahrgestelle	320 „
n) Schwanzsporn	11 „
o) Steuereinrichtung	8 „
p) Flügel mit Klappen, Gelenken, Stielen, Kabeln, Klappen- und Steuerzügen	867 „
q) Höhen- und Seitenleitwerk	98 „
r) Rumpfeinbauten, Bombenlager usw.	150 kg
II. Leergewicht:	3900 kg
III. Gesamtgewicht:	5900 kg

Hierbei wird die Flächenbelastung:

$$\frac{5900}{152,5} = 38,6 \text{ kg/m}^2.$$

Die Leistungsbelastung:

$$\frac{5990}{2 \times 280} = 10,5 \text{ kg/PS.}$$

Rumpf.

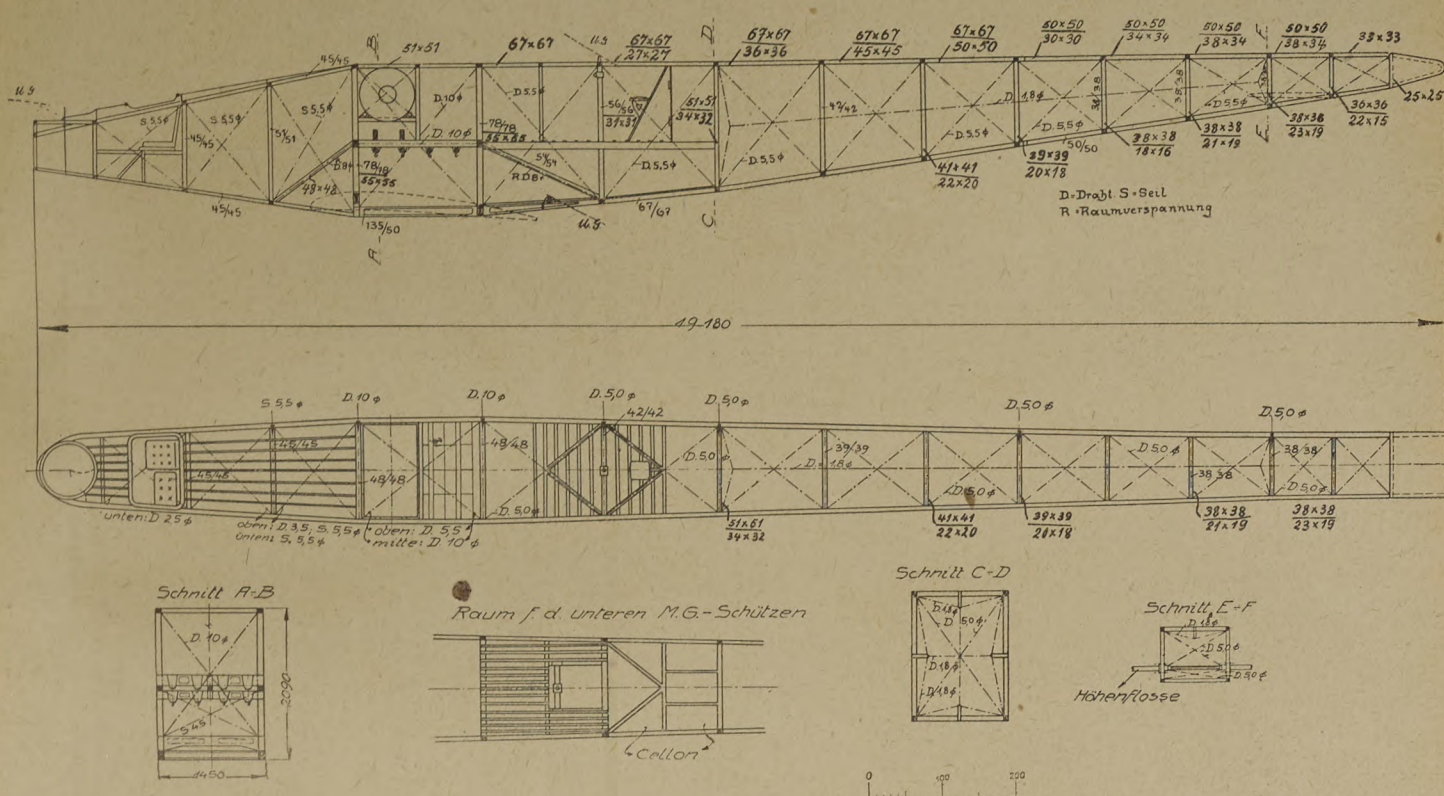


Fig. 1. Handley-Page-G-Flugzeug. Rumpf.

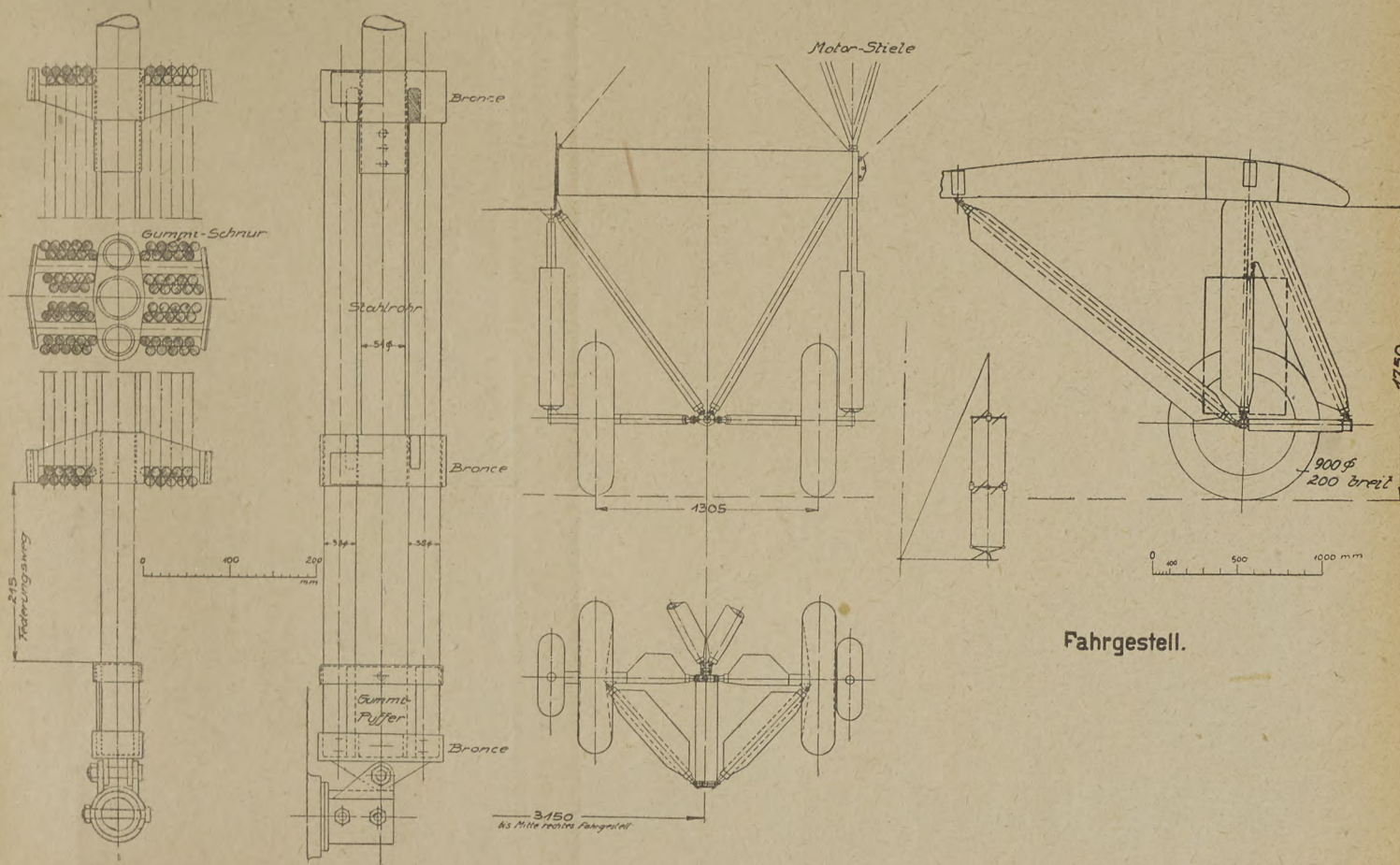


Fig. 2. Handley-Page-G-Flugzeug. Fahrgestell.

Das Handley-Page-G-Flugzeug.

Fig. 1. Rumpf.

- » 2. Fahrgestell.
- » 3. Schema der Steuerung.
- » 4. Seitenansicht, Draufsicht, Vorderansicht.
- » 5. Rippe und Holmschnitte, Stielschnitte.



Fig. 3. Schema der Steuerung.

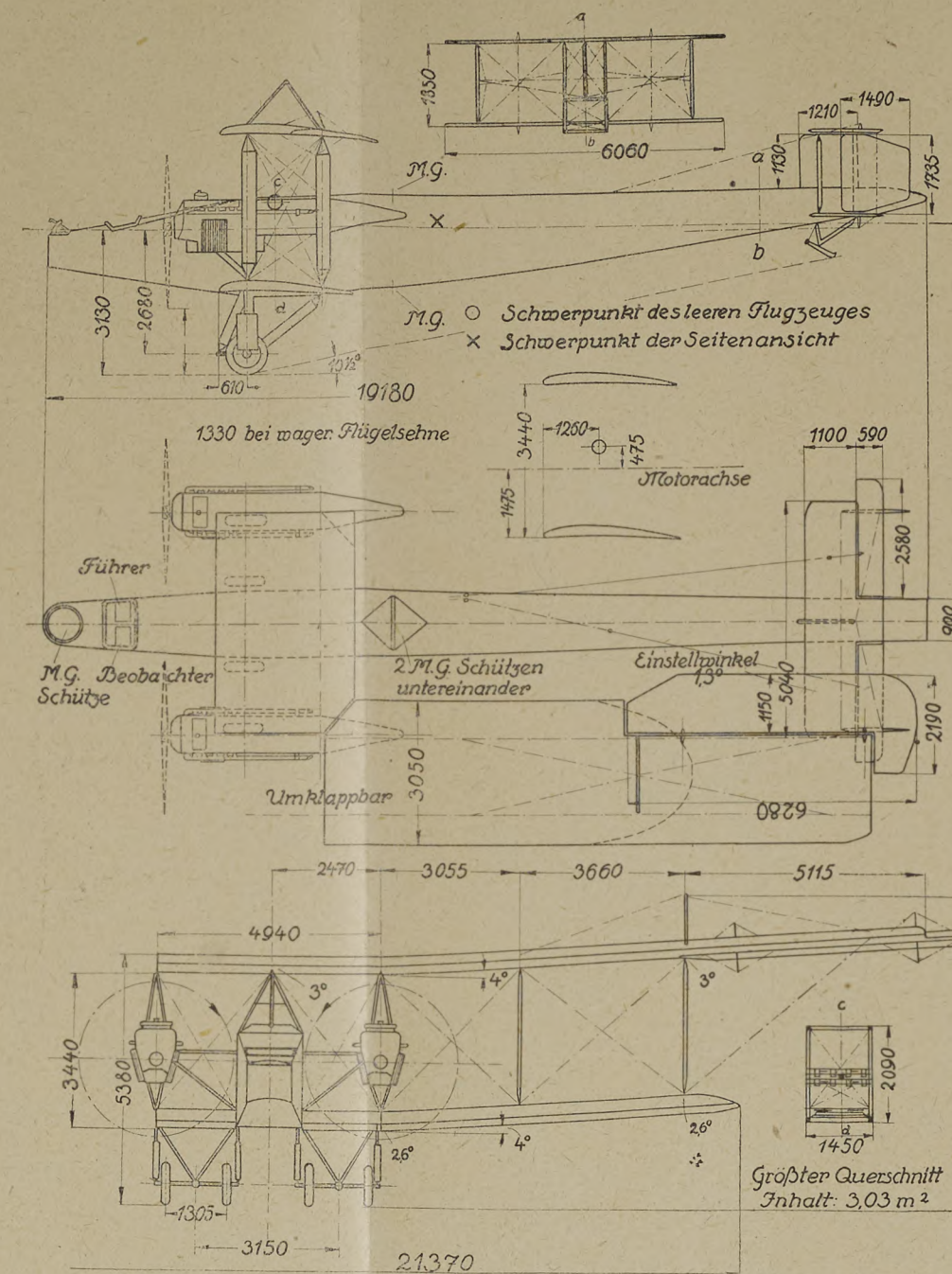


Fig. 4. Handley-Page-G-Flugzeug. Seitenansicht, Draufsicht, Vorderansicht.

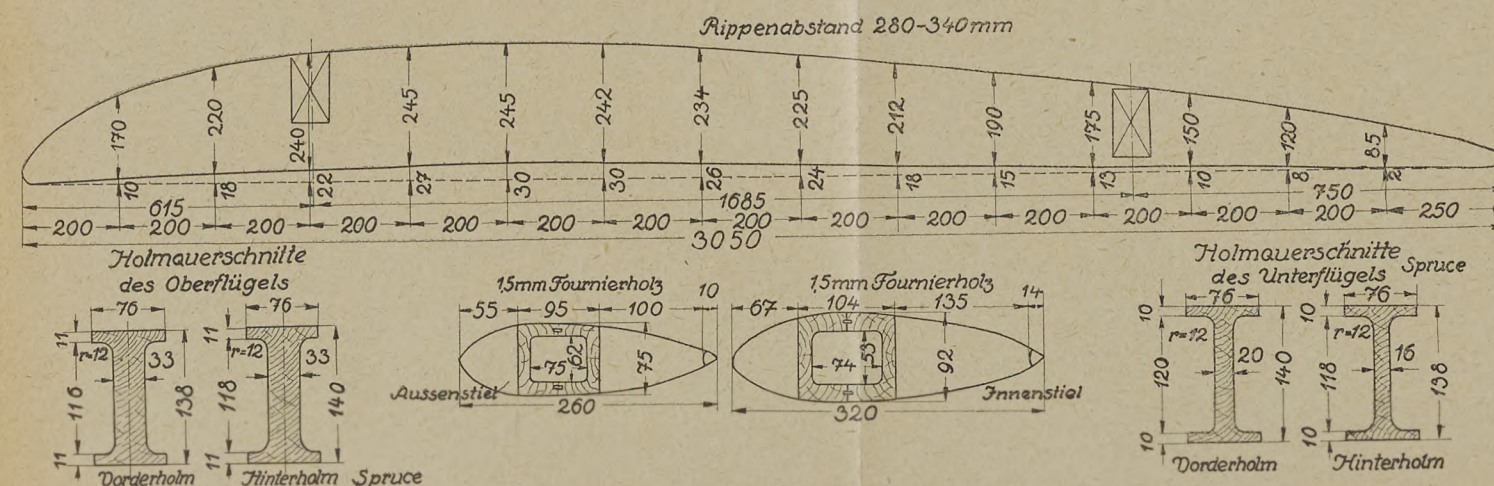


Fig. 5. Handley-Page-G-Flugzeug. Rippe und Holmschnitte, Stielschnitte.

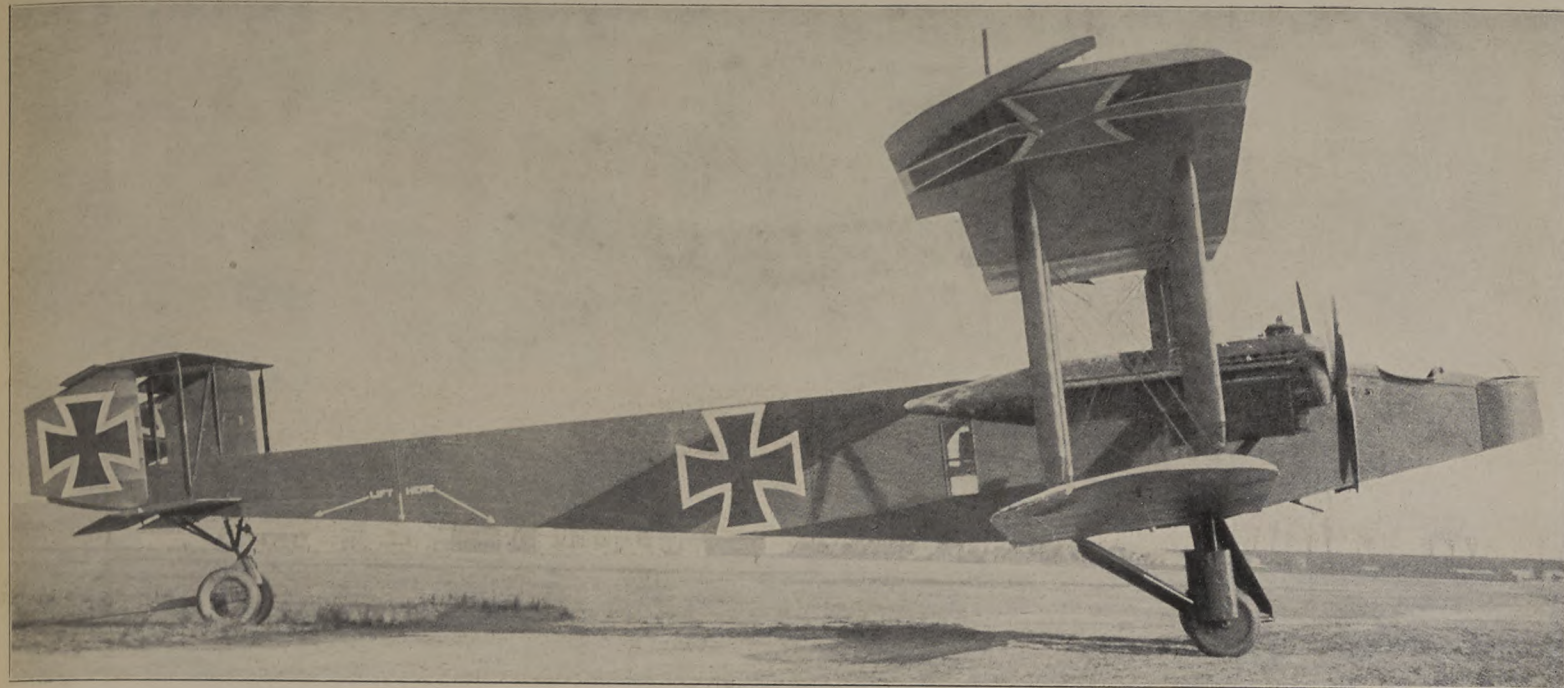


Fig. 1. Handley-Page-G-Flugzeug. Seitenansicht.

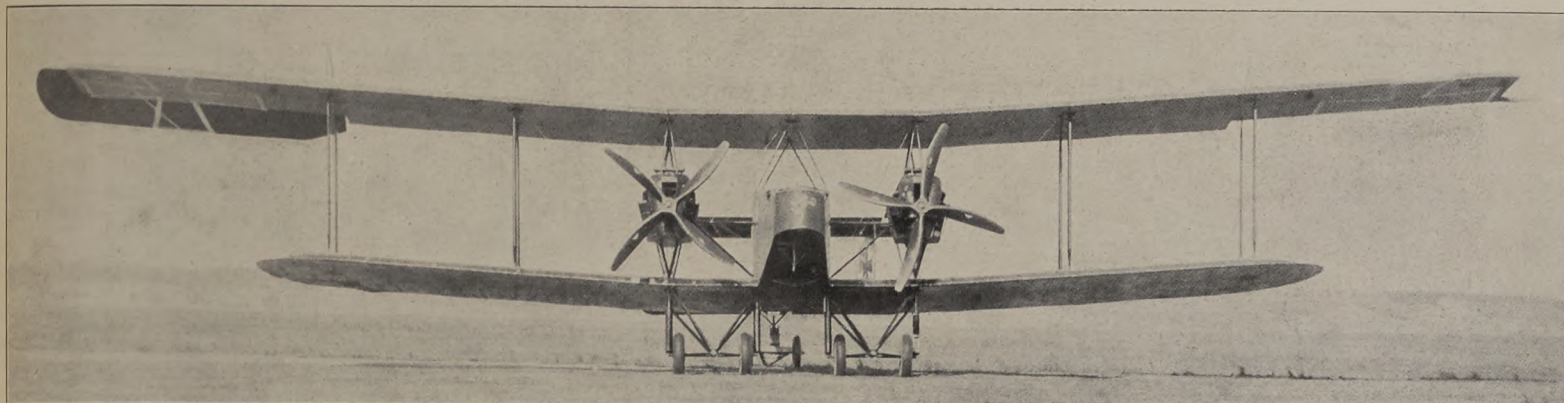


Fig. 2. Handley-Page-G-Flugzeug. Von vorn gesehen.

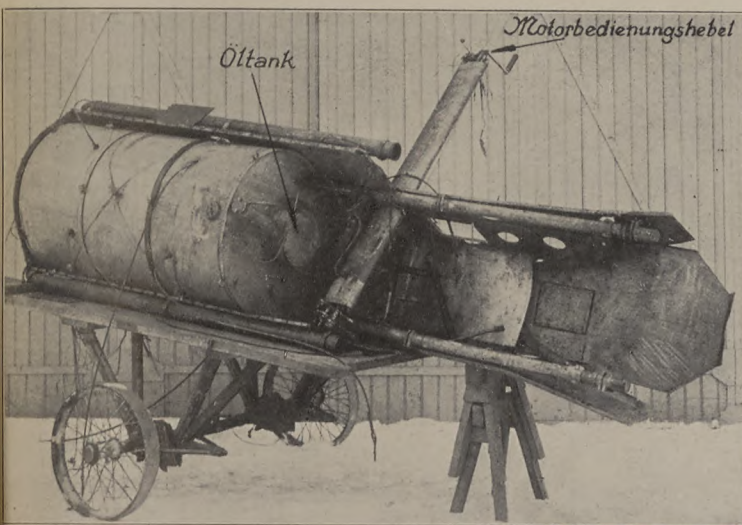


Fig. 6. Handley-Page-G-Flugzeug. Benzintank und Motorbock.

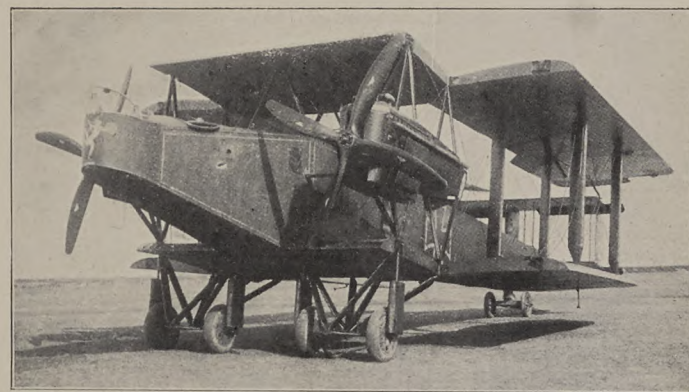


Fig. 3. Vorderansicht schräg, Flügel umgeklappt.

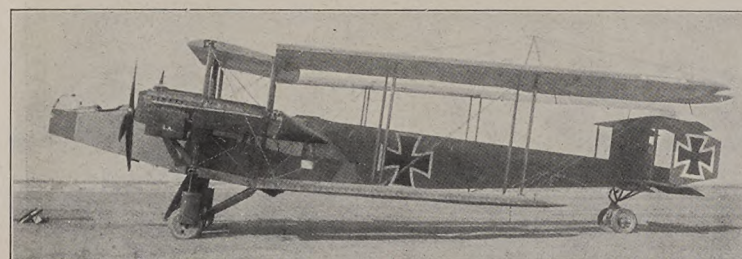


Fig. 4. Handley-Page-G-Flugzeug. Seitensicht, Flügel umgeklappt.

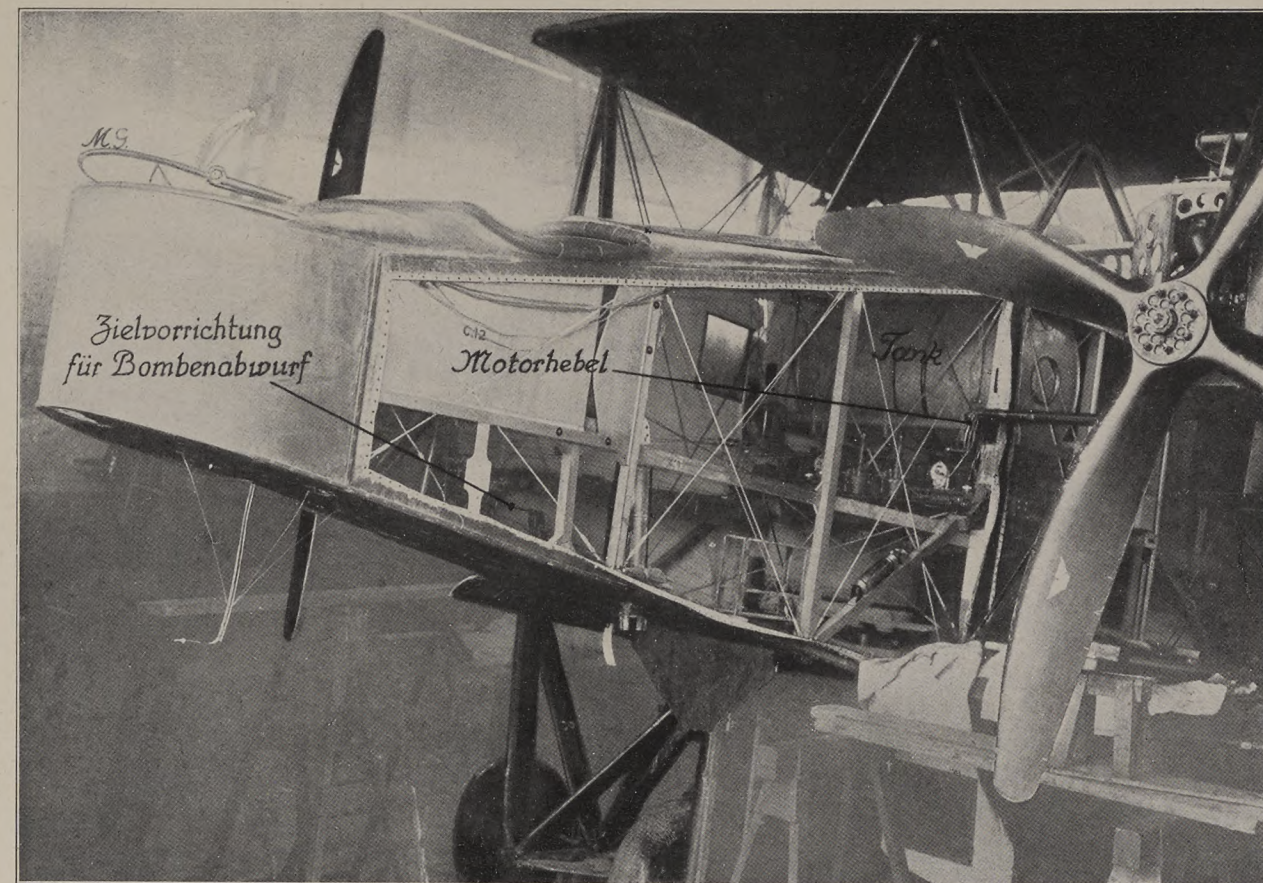


Fig. 5. Handley-Page-G-Flugzeug. Kanzel des Rumpfes.

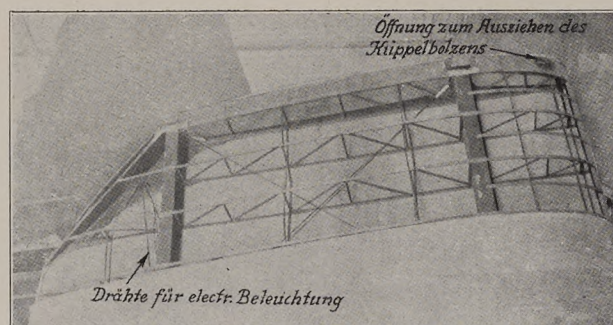
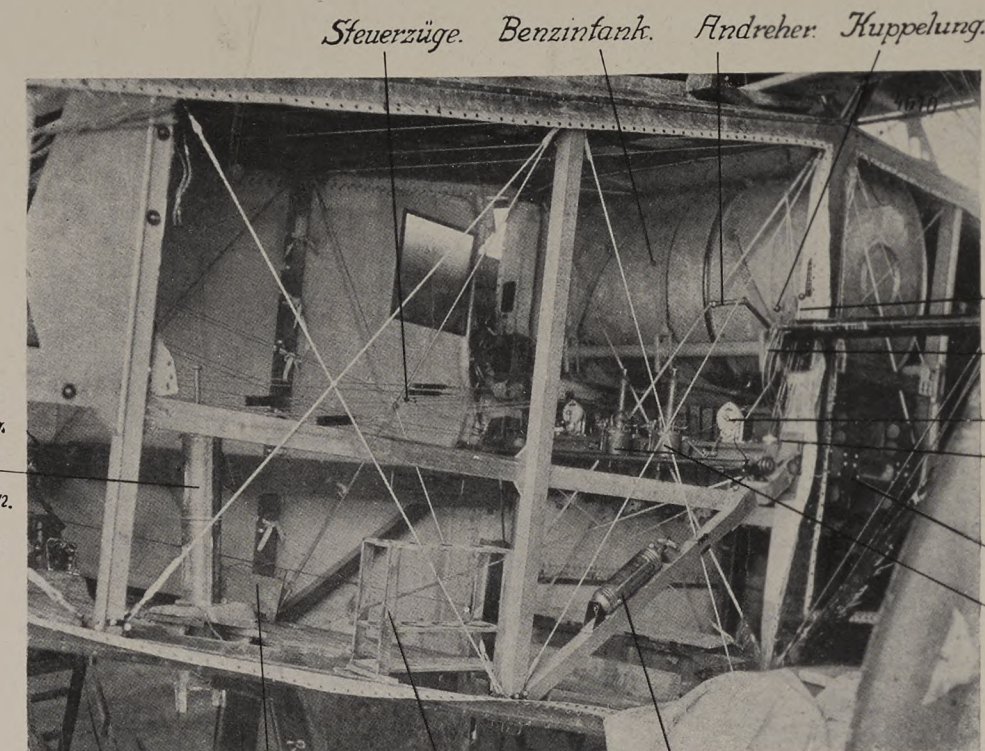


Fig. 7. Handley-Page-G-Flugzeug. Tragfläche.

Das Handley-Page-G-Flugzeug.

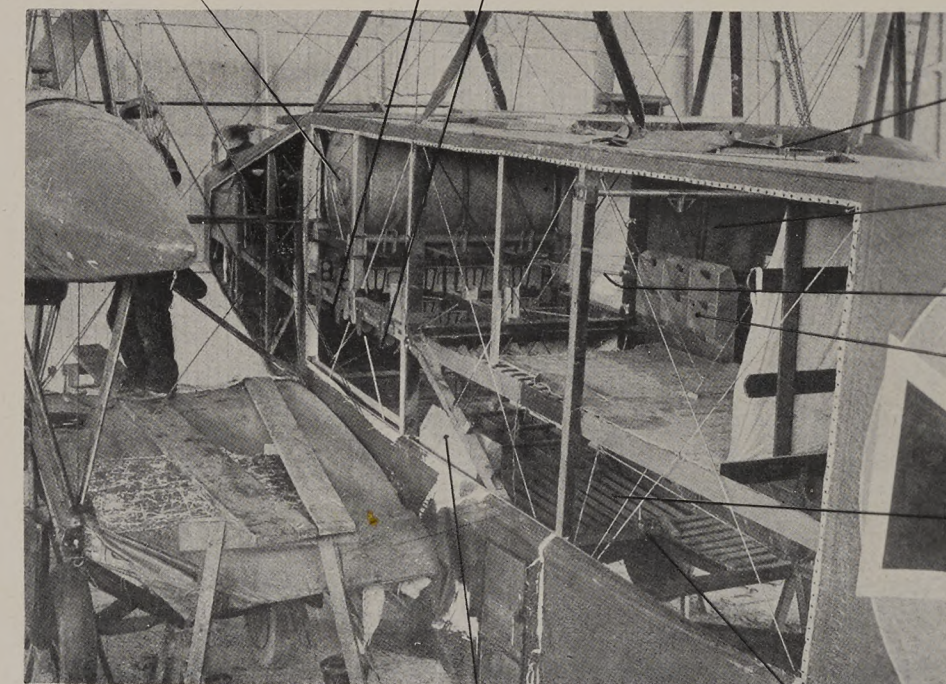
Seilzüge zum
Bombenabzug.
Ausstossrohr
für Leuchtbomben.
Bombenabzug.



Akkumulator. Ständer für
Leuchtbomben. Feuerlöscher.

Fig. 8. Handley-Page-G-Flugzeug. Rumpf-Inneres.

Benzinbehälter Bombenaufhängung für 8gr. Bomben
" 16 Kl. "



Kasten für 9 Patronentrommeln. M. G. Pivot.

Fig. 9. Handley-Page-G-Flugzeug. Rumpf offen.

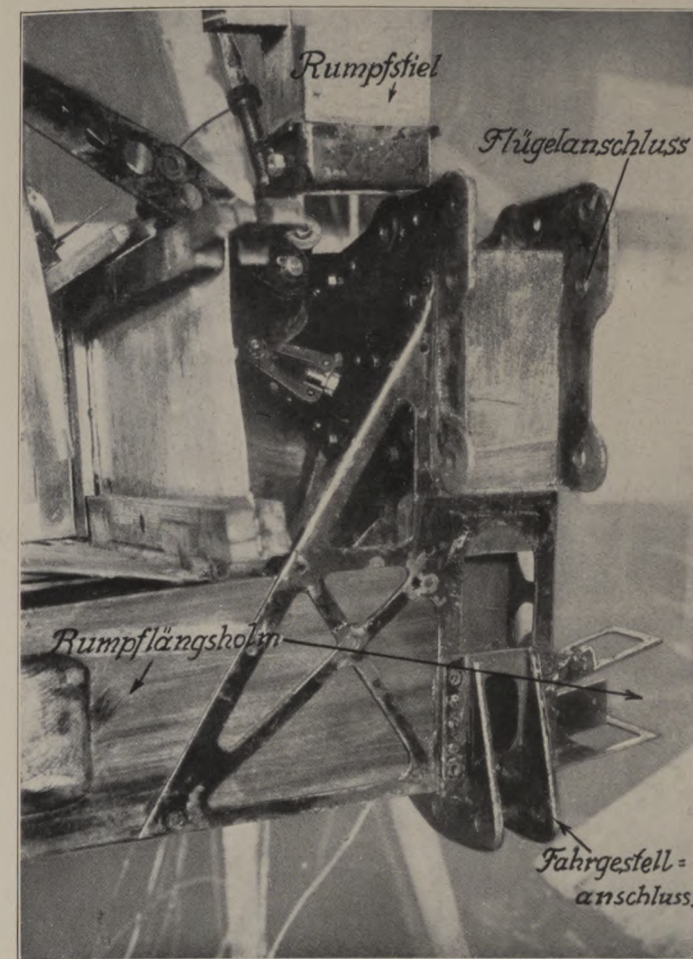


Fig. 10. Handley-Page-G-Flugzeug. Holmbeschläge.

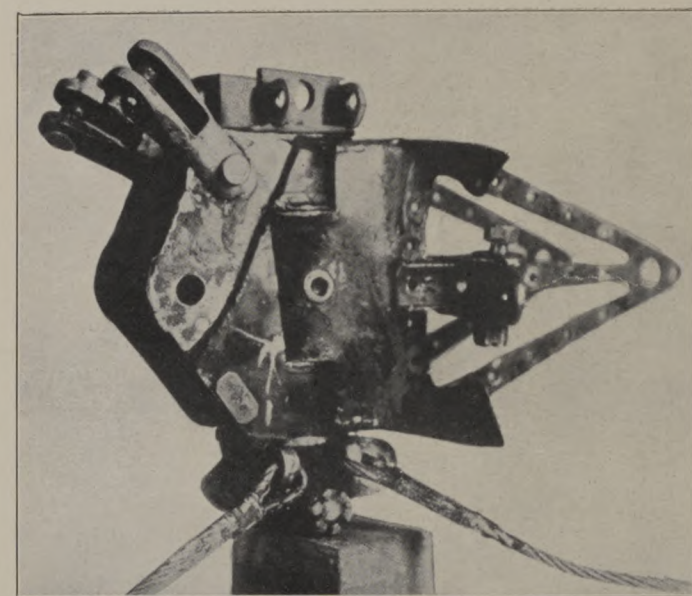


Fig. 11. Handley-Page-G-Flugzeug. Drehgelenk d. unteren Tragfläche von hinten.

Geschwindigkeit und Steigvermögen. Nach den Aufzeichnungen wurden mit 1700 kg Nutzlast erreicht:

305 m	in	1 Min.	48 Sek.
610 m	•	4 •	25 •
915 m	•	6 •	51 •
1525 m	•	13 •	58 •

Hierbei wurde in 610 m Höhe eine Geschwindigkeit von 135 kmh in 1525 m eine Geschwindigkeit von 121 km festgestellt. Die Geschwindigkeit im Steigen betrug 78 kmh. Bei der Überführung nach Frankreich wurden von dem ersten Flugzeug dieses Typs von 11 h 30 vorm. bis 2 h nachmittags ca. 250 km zurückgelegt, d. h. bei allerdings ungünstigem, nebligtem Wetter eine Stundengeschwindigkeit von 100 km erreicht.

Zur Aufrechterhaltung des Gleichgewichts soll das Flugzeug geflogen werden: mit Führer allein oder Führer und je ein Mann vorne und hinten oder Führer und je zwei Mann vorne und hinten. Die übrige Nutzlast soll um einen Punkt, der 1,26 m hinter der Flügelvorderkante liegt, ausgeglichen werden.

Da in England die Entwürfe der Flugzeuge größtenteils von der Heeresverwaltung selbst stammen und die Firmen genaue Konstruktionsangaben erhalten, werden keine scharfen Abnahmebedingungen gestellt. Man begnügt sich daher, wie auch anscheinend bei diesem Flugzeuge, mit einer Steigprüfung bis 1500 m, einer Geschwindigkeitsprüfung sowie einer Messung des Betriebsstoffverbrauchs. Eine schärfere Prüfung erfolgt später bei der Truppe.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Patentanmeldungen.

- 42c, 42. Sch. 50888. Dynamisches Auswuchtverfahren für Umlaufkörper. Karl Schenck, Eisengießerei und Maschinenfabrik Darmstadt G. m. b. H. und Dr.-Ing. Hans Heymann, Kießstr. 127, Darmstadt. A. 21. 12. 10. E. 28. 1. 19.
- 42e, 16. D. 34504. Flüssigkeitsmesser; Zus. z. Anm. D. 33323. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dipl.-Ing. Wilhelm Stieber, Adlershof. A. 29. 1. 18. E. 2. 2. 19.
- 42e, 16. D. 34517. Flüssigkeitsmesser; Zus. z. Anm. D. 33323. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dipl.-Ing. Wilhelm Stieber, Adlershof. A. 17. 10. 17. E. 2. 2. 19.
- 46b, 4. G. 44434. Ventilloser Zweitaktmotor Wéry van Grootloon, Bilsen, Belgien. A. 18. 6. 16. E. 12. 2. 19.
- 46b, 18. L. 44899. Regelungsvorrichtung für die Brennstoffzufuhr zum Vergaser von Flugzeugmotoren. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 4. 1. 17. E. 12. 2. 19.
- 46c, 6. A. 30031. Unterdruckregler für Vergaser. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. A. 22. 12. 17. E. 12. 2. 19.
- 46c, 14. L. 47106. Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. A. 30. 8. 18. E. 12. 2. 19.
- 46c, 14. W. 46101. Magnetelektrische Zündmaschine. Heinrich Werner, Frankfurt a. M., Neue Rothofstr. 17. A. 11. 1. 15. E. 12. 2. 19.
- 46c, 23. M. 61807. Kühlerregelung. Mitteldeutsche Kühlerfabrik Teves & Braun G. m. b. H., Frankfurt a. M. A. 12. 9. 17. E. 12. 2. 19.
- 46c, 27. B. 80497. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik A.-G., Mannheim. A. 31. 5. 18. E. 12. 2. 19.
- 46c, 5. H. 72260. Gekühlter Kolben mit eingesetztem Boden für einfach wirkende Verbrennungskraftmaschinen. Max Heiser, Berlin, Essenerstr. 8. A. 4. 6. 17. E. 28. 1. 19.
- 46c, 5. O. 10452. Kolben für Explosionsmotoren und ähnliche Maschinen. Fa. Adam Opel, Rüsselsheim a. Main. A. 9. 1. 18. E. 28. 1. 19.
- 46c, 6. R. 45455. Vergaser für Flugzeugmotoren. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11. A. 28. 1. 18. Österreich 11. 1. 18. E. 28. 1. 19.
- 46b, 7. M. 58730. Schaltvorrichtung für kompressorlose Verbrennungskraftmaschinen. Motorenfabrik Oberursel Akt.-Ges., Oberursel b. Frankfurt a. M. A. 2. 11. 15. E. 28. 1. 19.
- 46c, 6. C. 22479. Vergaser für flüssigen Brennstoff. Gustaf Erikson, Stockholm; Vertr.: Dr. G. Rauter, Pat.-Anw., Berlin W 9. A. 18. 7. 17. Schweden 16. 10. 16. E. 28. 1. 19.

- 46c, 6. L. 42783. Spritzvergaser für Explosionsmotoren mit seitlich des Mischraumes liegender Zerstäubungsvorrichtung. Lyma-Vergaserfab. Dietz & Co., Dresden-A. A. 7. 12. 14. E. 28. 1. 19.
- 46c, 14. M. 62779. Antrieb des Zündmagneten für Explosionskraftmaschinen. Motorflugwerke München G. m. b. H., München. A. 7. 3. 18. E. 28. 1. 19.
- 46c, 28. H. 71818. Druckluftanlaßmotor. Irna Frieda Hähnel, Chemnitz, Brühl 14. A. 8. 3. 17. E. 28. 1. 19.
- 46c, 2. K. 66068. Schmiervorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Julius Kruk, Leipzig-Gohlis, Äußere Halischestr. 69. A. 18. 4. 18. E. 9. 2. 19.
- 46c, 6. D. 34084. Verfahren zur Verwendung flüssiger Brennstoffe bei Motoren. Dipl.-Ing. Hans Drescher, Charlottenburg, Witzlebenstr. 12. A. 12. 1. 18. E. 2. 2. 19.
- 46c, 20a. H. 70540. Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen. Rud. Hoffmann, Mülheim i. E., Nifferstr. 1. A. 3. 7. 16. E. 28. 1. 19.
- 46a 19. W. 50199. Zweikolbenzweitaktmaschine. Fritz Müller, Düsseldorf, Lindemannstr. 13. A. 20. 12. 17. E. 16. 2. 18.
- 46c, 6. H. 63276. Spritzvergaser. Karl August Henne, Ratingen, Mülheimerstr. 30. A. 8. 8. 13. E. 16. 2. 19.
- 77h, 6. G. 45000. Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung. Garuda Flugzeug- und Propeller-Bau G. m. b. H., Neukölln. A. 20. 3. 17. E. 12. 2. 19.
- 77h, 5. G. 46637. Anordnung von Betriebsmittelbehältern, Kühlern usw. im Tragdeck eines Flugzeuges. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. A. 7. 5. 18. E. 28. 1. 19.
- 77h, 5. Sch. 51789. Flugmaschine mit verstellbaren Tragflächen. Wilhelm Schneider, Cöln-Klettenberg, Sülzburgstr. 5. A. 14. 8. 17. E. 28. 1. 19.
- 77h, 5. Sch. 52319. Einrichtung für Zielübungen auf einem Flugzeug. Eduard Schulze, Breslau, Kletschkastr. 48. A. 11. 12. 17. E. 28. 1. 19.
- 63c, 13. A. 29594. Anlaßvorrichtung für Kraftfahrzeuge. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. A. 14. 8. 17. Amerika 21. 4. 16. E. 19. 2. 19.
- 77h, 9. S. 47542. Winter-Anlaßvorrichtung für Flugzeuge. Walther Seiszer, München, Reitmorstr. 31. A. 10. 12. 17. E. 16. 2. 19.
- 77h, 9. Z. 10256. Insbesondere für Flugzeuge bestimmter, einen selbständigen Körper bildender Radkranz. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Lindau-Reutin i. B. A. 27. 12. 17. E. 16. 2. 19.
- 77h, 5. D. 33768. Stielanschluß für Flugzeuge. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig. A. 29. 9. 17. E. 2. 2. 19.
- 77h, 5. K. 64477. Steuerung der Abfeuvorrichtung für Maschinengewehre. Ludwig Kral, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A. 19. 7. 17. Österreich 3. 8. 16. E. 2. 3. 19.
- 77h, 5. U. 5927. Entfernungsmesser für die Landung von Luftfahrzeugen. Paul Ufer, Berlin, Königrätzerstr. 85a. A. 4. 11. 15. E. 2. 2. 19.
- 77h, 5. F. 42787. Auslösevorrichtung für Zünder von Flammwerfern für Flugzeuge. Richard Fiedler in Berlin-Halensee. Kurfürstendamm 94/95. A. 6. 2. 18. E. 2. 2. 19.
- 77h, 5. L. 44458. Kampfflugzeug. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55. A. 23. 8. 16. E. 2. 2. 19.
- 77h, 5. W. 41256. Flugzeug, dessen Höhensteuerung durch Verlegung des Druckmittelpunktes bewirkt wird. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. A. 27. 12. 12. E. 2. 2. 19.
- 77h, 7. S. 45349. Tragfläche mit aus Federn bestehendem elastischen Ansatz. Georg Sandt, Charlottenburg, Schloßstr. 4a. A. 26. 5. 16. E. 2. 2. 19.
- 77h, 2. W. 47938. Feuerung für Luftschiffkessel. Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarkstr. 105. A. 5. 6. 16. E. 9. 2. 19.
- 77h, 5. F. 42793. Sicherheitsvorrichtung für Flugzeuge. Otto Fantoni, Braunschweig, Pestalozzistr. 10. A. 6. 2. 18. E. 9. 2. 19.
- 77h, 5. L. 46346. Holmbeschlag für Flugzeuge. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 25. 3. 18. E. 9. 2. 19.
- 77h, 6. B. 83668. Antrieb für Doppelschrauben, insbesondere für Flugzeuge. Wilhelm Bäuerle, Landau, Pfalz. A. 23. 4. 17. E. 9. 2. 19.
- 77h, 15. F. 43071. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus. F. C. Glaser & R. Pflaum, Alleinverkauf der Kruppschen Feld-, Forst- und Industriebahnen G. m. b. H., Berlin. A. 11. 4. 18. E. 19. 2. 19.
- 46c, 6. A. 30032. Ausgleichrohr für Flugzeugmotoren. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. A. 22. 12. 17. E. 19. 2. 19.
- 46c, 13. A. 30150. Brennstoffzuführungsvorrichtung. Herrmann Alber, Duisburg, Poststr. 19. A. 1. 2. 18. E. 19. 2. 19.

Patenterteilungen.

- 46a, 19. 310418. Vorrichtung zum Einführen frischer Luft in den Arbeitszylinder einer Zweitaktexplosionskraftmaschine.

Theodor Wladimiroff, St. Petersburg, Rußl. A. 13. 2. 13. W. 41558.

46a, 19. 310443. Verbrennungskraftmaschine. Juhana Kyllinen, Helsingfors, Finnland. A. 7. 7. 12. K. 51890.

46c, 4. 310328. Explosionsmotor mit Stahlzylinder und Stahlkühlmantel. Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 20. 1. 14. D. 31302.

46c, 5. 309929. Bolzensicherung für Motorkolben. Argus-Motorengesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf. 7. 5. 18. A. 30543. 4. 1. 19.

46c, 12. 310444. Vorrichtung zur Gemischzuführung bei Verpuffungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender hohler Kurbelwelle. Horschwerke Aktiengesellschaft, Zwickau i. Sa. 3. 1. 13. H. 60078.

46c, 23. 310399. Einrichtung zum Kühlen der Zylinder von Gasmaschinen mittels unter Druck gehaltenem und durch eine Pumpe mit Rückschlagventil bewegtem heißen Wassers. Wärme-Verwertungsgesellschaft m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. 5. 2. 14. S. 41277.

46c, 7. 310215. Sicherheitsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24. 1. 8. 16. W. 48189. 13. 1. 19.

46c, 14. 310234. Unterbrecher für Zündmaschinen. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 10. 6. 17. B. 83983.

46c, 17. 310216. Zündkerze. Carl Otto Landgrebe, Dresden, Kaulbachstr. 25. 25. 4. 17. L. 45217. 13. 1. 19.

46c, 21. 310245. Kühler mit auswechselbaren Kühlzellen-zwischengliedern. Eugen Arbenz, Zürich, Schweiz. 8. 4. 17. A. 29238. Schweiz 12. 1. 17.

46c, 30. 310287. Schalldämpfer für Verbrennungskraftmaschinen. Dipl.-Ing. Gottfried Begas, Berlin, Aschaffenburgstr. 16. 28. 6. 17. B. 84087.

77h, 2. 309935. Starres Luftschiff mit als Laufgang ausgebildetem Kiel. Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Berlin. 3. 9. 10. L. 30877.

77h, 9. 309968. Hohle Radbereifung aus Zellstoff. Hans Grünwald, Hannover, Fundstr. 20. 17. 12. 15. G. 43522.

77h, 5. 310247. Als Fahrrad benutzbares Flugzeug. Richard Koselleck, Hildesheim, Dammstr. 12. 1. 9. 16. K. 62893. 13. 1. 19.

77h, 5. 310248. Gehäuse für Flugzeug-Umlaufmotoren. Karl Wiegand, Frankfurt a. M., Günderrodestr. 16. 4. 11. 16. W. 48599. 13. 1. 19.

77h, 5. 310292. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. 28. 5. 10. R. 32342.

77h, 5. 310396. Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 6. 7. 17. L. 45429. 25. 1. 19.

77h, 5. 310397. Flugzeug. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 27. 10. 14. Sch. 47888.

77h, 6. 310407. Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung. Garuda Flugzeug- und Propellerbau G. m. b. H., Neukölln, Naumburgerstr. 42/43. 7. 2. 17. G. 44823. 25. 1. 19.

77h, 9. 310423. Einhol- und Ablaufvorrichtung für Seeflugzeuge. Heinrich Bauer, Karbidwerk Freyung v. W., Niederbayern. 23. 10. 17. B. 84775.

42c, 42. 310884. Vorrichtung zum Auswuchten rotierender Körper. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 23. 12. 17. A. 30018.

46b, 6. 310930. Sicherungs-Vorrichtung gegen Rückzündung beim Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen. Hermann Koch, Königsberg i. Pr., Steindamm 37. A. 12. 3. 18. K. 65781.

46c, 7. 310870. Vergaser für Explosionskraftmaschinen. Wilhelm Sturm, Lörrach. A. 23. 5. 17. St. 30550.

46c, 28. 310887. Anlaßelektromotor; Zus. z. Pat. 271222. Bosch Magneto Company, New York; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 1. A. 15. 10. 15. B. 80322.

77h, 5. 310824. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 290121. Jakob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A. 8. 3. 16. L. 43938. Österreich 10. 2. 16.

77h, 5. 310825. Fallschirm für Flugzeuge. Wilhelm Schroeder, Königswusterhausen. A. 5. 6. 17. Sch. 51488.

77h, 5. 310826. Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge. Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarckstr. 105. A. 30. 5. 16. W. 48625.

77h, 6. 310827. Hohler Propellerflügel aus Blech. Wilhelm Froehlich, Wannsee b. Berlin. A. 15. 2. 17. F. 41632.

77h, 9. 310857. Nach oben schlagbares Laufgestell für Flugzeuge. Erich Brauner, Breslau, Breitestr. 38. A. 27. 11. 17. B. 85009.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Entscheidung über einheitliche Bezugstemperatur und Lage der Null-Linie bei Passungen.

Über die einheitliche Bezugstemperatur der Meßwerkzeuge und die Lage der Null-Linie im künftigen Einheitspassungssystem, soll demnächst im Normenausschuß der deutschen Industrie die Entscheidung fallen. Beide Fragen sind von grundsätzlicher und allgemein umfassender Bedeutung.

Sämtliche Unterlagen für die Stellungnahme zu beiden Fragen sind in einem demnächst erscheinenden Sonderheft des »Betriebs« über Bezugstemperatur und Passungen enthalten. In diesem Sonderheft sind auch die Fragen veröffentlicht, die der Vorstand des Normenausschusses der deutschen Industrie den im Normenausschuß mitarbeitenden Behörden und Firmen unterbreitet hat. Da die Entscheidung über die einheitliche Bezugstemperatur und die Lage der Null-Linie im Einheitspassungssystem auf Grund der einlaufenden Antworten erfolgen soll, werden unsere Leser aufgefordert, in ihrem eigenen Interesse zu diesen Fragen Stellung zu nehmen. Auf Wunsch werden die Fragebogen von der Geschäftsstelle des Normenausschusses der deutschen Industrie, Berlin NW 7, Sommerstr. 4a kostenlos zugesandt.

Die Anschaffung der genannten Sondernummer ist wegen des für jeden Techniker wissenschaftlichen Wertes zu empfehlen. Sie ist vom Verein deutscher Ingenieure Berlin NW 7, Sommerstraße 4a zum Preise von M. 2.20 zu beziehen. Die Bezieher des »Betriebs« erhalten das Sonderheft kostenlos.

Wir machen unsere Leser auf die in der Nummer 3 der vom Verein deutscher Ingenieure herausgegebenen Zeitschrift »Der Betrieb« zur Veröffentlichung gelangenden neuen Normblätter »Die Holzbalkendecke des Kleinhauses« aufmerksam. Heute, wo es gilt, die große Zahl der von der Front zurückkehrenden Arbeiter zu beschäftigen, kann es jedem Unternehmer nur erwünscht sein, Ware, für deren Absatz er nicht zu befürchten braucht, auf Lager fertigen zu können.

Die Normblätter sind durch die Geschäftsstelle des Normenausschusses der deutschen Industrie, Berlin NW. 7, Sommerstr. 4a, zu beziehen.

Zu beachten ist, daß mit Rücksicht auf die Dringlichkeit die Normblätter im Entwurf veröffentlicht werden müssen, selbstverständlich sollen sie daneben in der üblichen Weise mit Einspruchsfrist der Kritik unterbreitet werden. Dieser ungewöhnliche Weg mußte beschritten werden. — Er wird auch nicht zu Unzuträglichkeiten führen, da ein Normblatt stets vor seiner Veröffentlichung bereits in zahlreichen Besprechungen von Fachleuten durchgearbeitet ist.

Gleichzeitig sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, daß in den nächsten Wochen noch eine weitere Anzahl DI-Normen ebenfalls im Entwurf für die Fertigung freigegeben wird, und zwar handelt es sich um folgende Normblätter:

- | | |
|---------------|--|
| etwa 50 Blatt | Schraubennormen (Eisenschrauben, Holzschrauben, Muttern, Unterlegscheiben, Splinte); |
| » 2 » | Flachklemmen (Fachnormen des Verbandes deutscher Elektrotechniker); |
| » 1 » | Löt-klemmen (Fachnormen des Verbandes deutscher Elektrotechniker); |
| » 1 » | feste Griffe; |
| » 6 » | Türen und Fenster des Kleinhauses; |
| einige » | Türdrücker und -beschläge des Kleinhauses. |

Die angeführten Normblätter können entweder dem »Betriebs« für den eigenen Gebrauch entnommen oder von der Geschäftsstelle des Normenausschusses Berlin NW. 7, Sommerstraße 4a, bezogen werden.

Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten. Schriftleitung: Berlin W. 9, Leipziger Platz 13. Aus dem Inhalte:

Außer den Bekanntmachungen des Kriegsamtes und der Departements und Abteilungen des Kriegsministeriums sowie seit Nr. 66 des Reichsdemobilisationsamtes werden in Zukunft auch die Veröffentlichungen des Verwertungsamtes für freiwerdende Heeres-, Marine- und sonstige reichseigene Güter im »Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten« erscheinen. Da infolge der Erweiterung des Inhaltes das Blatt auch für größere Kreise der bisherigen Friedensindustrie Bedeutung gewinnt, ist die Einschränkung der Lieferung, die bis jetzt in Kraft war, aufgehoben worden. Das Blatt wird in Zukunft allen vertrauenswürdigen Firmen geliefert werden, die als solche durch einen Ausweis der zuständigen Kriegsamtstellen (Nebenstellen) namhaft gemacht sind. Als Ausweis gilt eine gelbe Adressenkarte, die von der Kriegsamtstelle (Nebenstelle) zu erhalten ist, von dieser mit ihrem Dienststempel versehen wird und von der betreffenden Firma nach Ausfüllung an die Versandstelle zurückzusenden ist. Die Jahresgebühr von M. 5.— pro Stück für 1919 ist zur Vermeidung von Lieferungsstörungen umgehend auf Postscheckkonto Berlin 17552, »Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten«, zu überweisen.

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN
GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-
ADLERSHOF SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER FLUGZEUG-INDUSTRIELLER IN
BERLIN UND DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN

SCHRIFTFÜHRUNG:

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A. D. G. KRUPP

BERLIN W. 35, SCHÖNEBERGER UFER 40 PT.

TEL.: LÜTZOW 6508

TELEGRAMMADRESSE: FLUGWISSEN

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. F. BENDEMAN

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHS-
ANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN ADLERSHOF

10. JAHRGANG
1919

MIT 353 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 1 TAFELBEILAGE



MÜNCHEN UND BERLIN 1919

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

	Seite
Arnstein, Karl, Dr.-Ing., Beanspruchung axial gedrückter, durch Einzellasten gebogener Stäbe	131
Bassus, K., Prüfung der Gasdichtigkeit eines Ballones	167
Boykow, H., Bemerkung zum Artikel »Zur Störungstheorie des Kreiselpendels« von R. Grammel	124
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Luftfahrt-rundschau Nr. 1, 2, 3, 4, 5, 6 (Beilage)	
Eisenlohr, Roland, Dipl.-Ing., Der Caproni-R-Dreidecker	265
Enoch, O., Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge	208
Euler, August, Aufgaben des Reichsluftamtes	12
—, II. Teil	63
Everling, E., Die Meßnabe und das Schwungrad des Motors	181
Grammel, R., Dr., Zur Störungstheorie des Kreiselpendels —, Erwiderung	125
Gries, A. van, Dipl.-Ing., Flügelbeanspruchung beim Abfangen (Bemerkung zum Aufsatz von Dipl.-Ing. Kirste)	68
Grüter, L., Dipl.-Ing., Über die Anwendung des Knotens im Flugzeugbau	266
Heidelberg, V., Dipl.-Ing., Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges	221
—, Ruder-Momentmessungen an einem fliegenden Flugzeug	236
—, Schluß	249
Jaray, P., Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen	73
Kirste, Leo, Dipl.-Ing., Flugbeanspruchung beim Abfangen (Erwiderung auf die Kritik)	168
—, Bemerkung zum Aufsatz: »Der italienische Caproni-Doppel-decker«	40
Klemperer, W., Stereophotographie vom Flugzeug aus (mit Tafel I)	201
Koenig, A., Dipl.-Ing., Zur Knickungsbiegung	233
König, Georg, Das Sportflugzeug	166
—, Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen	137
Kook, E., Dipl.-Ing., Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen	183
Kromer, Hugo H., Ing., Der 300-PS-Selve-Motor	169
Laudahn, W., Marinebaurat, Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter	19
Lewe, Dr.-Ing., Dr., Zur Berechnung der Holme von Einstielern	109
Lößl, E. v., Dipl.-Ing., Graphische Bestimmung des Steigmaßes eines Flugzeuges aus dem Barogramm	274
Maurer, L., Dipl.-Ing., Besatzungsfähige Modellflugzeuge —, Druckfehlerberichtigung	114
—, Leistungsnachweis für Flugzeuge	175
Meyer, E., Praxis des Fliegenlernens und Fliegens	185
Fortsetzung	215
Fortsetzung	224
Fortsetzung	241
Fortsetzung	261
Fortsetzung	277
Modellversuchsanstalt Göttingen, Mitteilungen	93
Müller-Breslau, Zur Berechnung von Tragflächenholmen	197
Pröll, A., Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung	121
Quittner, Viktor, Dipl.-Ing. Dr., Der italienische Caproni-Doppeldecker	82
Richter, J. F., Dr.-Ing., Der Einfluß der Blaufäule auf die technische Verwendbarkeit des Holzes	116
Sanden, H. von, Prof. Dr., Ein graphisches Rechenblatt für Flugzeugrechnungen	17
—, Flugversuche	217
St., A., Ing., Nachtrag zum Aufsatz »Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes«	16
Staribacher, Alfred, Dipl.-Ing., Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor	189
Fortsetzung	204

Fortsetzung	234
Fortsetzung	255
Fortsetzung	270
Steinitz, Otto, Dr.-Ing., Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen	127
Verband Deutscher Flugzeug-Industrieller, Gewerblicher Rechtsschutz 179, 193, 218, 225, 242, Beilage Heft 22, Beilage Heft 23/24	
Vorreiter, Ansbert, Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie	68
—, Patentschau 15, 40, 70, 90, 116, 132, 150	
Weißhaar, Dr.-Ing., Über die Berechnung der Höhenmotoren	125
Wendt, F., Normung im Luftfahrzeugbau	45
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, An unsere Leser und Mitarbeiter	165
—, Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend am 5. März 1919	46
—, Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend am 23. April 1919	110
—, Geschäftliche Mitteilungen 16, 44, 72, 91, 120, 136, 180, 196, 220, 232, 248, 280	
Zschach, R., Ing., Ein neuartiges Sec-R-Flugzeug	112
—, Nachtrag	271

Sachliches Register.

An unsere Leser und Mitarbeiter (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt)	105
Anwendung des Knotens im Flugzeugbau, Über die — (Dipl.-Ing. L. Grüter)	266
Aufgaben des Reichsluftamtes (August Euler)	12
— II. Teil (August Euler)	63
Beanspruchung axial gedrückter, durch Einzellasten gebogener Stäbe (Dr.-Ing. Karl Arnstein)	131
Berechnung der Höhenmotoren, Über die — (Dr.-Ing. Weißhaar)	125
Berechnung der Holme von Einstielern, Zur — (Dr.-Ing. Dr. Lewe)	109
Berechnung von Tragflächenholmen, Zur — (Müller-Breslau)	197
Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend am 5. März 1919 (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt)	46
Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend am 23. April 1919 (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt)	110
Besatzungsfähige Modellflugzeuge (Dipl.-Ing. L. Maurer)	114
— Druckfehlerberichtigung	164
Bücherbesprechungen 16, 43, 72, 119, 134, 164, 196, 231, 247, 264, 279	
Caproni-Doppeldecker, Der italienische — (Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner)	82
Caproni-Doppeldecker, Bemerkung zum Aufsatz: Der italienische — (Dipl.-Ing. Leo Kirste)	40
Caproni-R-Dreidecker, Der — (Dipl.-Ing. Roland Eisenlohr)	265
Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen (Dipl.-Ing. E. Kook)	183
Einfluß der Blaufäule auf die technische Verwendbarkeit des Holzes, Der — (Dr.-Ing. J. F. Richter)	116
Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges (Dipl.-Ing. V. Heidelberg)	221
Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen (Dr.-Ing. Otto Steinitz)	127
Flugbeanspruchung beim Abfangen (Ing. Leo Kirste)	168
Flügelbeanspruchung beim Abfangen (Dipl.-Ing. A. van Gries)	68
Flugversuche (Prof. Dr. v. Sanden)	217
Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes, Nachtrag zum Aufsatz: — (Ing. A. St.)	16

	Seite		Seite
Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt (Ansbert Vorreiter)	68	Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof. Am Fesselkabel ablaßbarer Ballonkorb für Fesselballone (309 200)	134
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 16, 44, 72, 91, 120, 136, 180, 196, 220, 232, 248, 280		Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof. Ballonstoff aus Darmprodukten mit oder ohne Gewebeunterlage (300 179)	133
Gewerblicher Rechtsschutz (Verband deutscher Flugzeug-Industrieller) 179, 193, 218, 225, 242, Beilage Heft 22, Beilage Heft 23/24		Bamberg, Carl, Werkstätten für Präzisions-Mechanik und Optik, Berlin-Friedenau. Auswanderungsmesser zur artil-leristischen Bekämpfung beweglicher Ziele (303 943)	132
Graphische Bestimmung des Steigmaßes eines Flugzeuges aus dem Barogramm (Dipl.-Ing. E. v. Löbl)	274	Bandsch, Otto, Berlin-Reinickendorf, Wachholderstr. 48. Ver-gaser mit sich drehender Zerstäubungsscheibe (311 823)	117
Isotta-Fraschini-Flugmotor, Der italienische 6-Zylinder-160-PS- (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher)	189	Bäuerle, Wilhelm, Karlsruhe i. B., Marienstr. 103. Antrieb für Doppelschrauben, insbesondere für Flugzeuge (312 681)	117
Fortsetzung	204	Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraft-maschinen (312 574)	117
Fortsetzung	234	Berger, Josef, Feuerbach. Regelungsvorrichtung für Explo-sionskraftmaschinen (314 221)	132
Fortsetzung	255	Berliner Metall-Industrie, G. m. b. H., Berlin. Flugzeugsteue-rung (695 732)	40
Fortsetzung	270	Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311 059 (311 061)	15
Leistungsnachweis für Flugzeuge (Dipl.-Ing. L. Maurer)	175	Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311 059 (311 060)	15
Luftfahrt-Rundschau Nr. 1, 2, 3, 4, 5, 6		Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen von Fahrzeugen (311 003)	15
Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge, Die — (O. Enoch)	208	Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaßvor-richtung für Explosionsmotoren (311 059)	15
Meßnabe und das Schwungrad des Motors, Die — (E. Ever-ling)	181	Bosch, Fa. Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zum Ab-werfen der Bomben von Luftfahrzeugen, umgeschrieben auf Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart (300 180)	133
Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt	93	Bruhn, Friedrich Wilhelm Gustav, Berlin-Wilmersdorf, Hohen-zollerndamm 27. Luftstrommesser, insbesondere für Flug-zeuge; Zus. z. Pat. 305 523 (307 692)	132
Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhen-leistung von Flugzeugen (P. Jaray)	73	Buffum, Herbert Howard, Laconia, und Robert Matthews Pierson, New York, V. St. A.; Vertr.: F. Bornhagen und G. Fude, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. Vergaser mit einstell-barem Luftrohr (314 416)	133
Normung im Luftfahrzeugbau (F. Wendt)	45	Burberg, Robert, Mettmann. Kampfflugzeug (313 691)	133
Patentschau (Ansbert Vorreiter) . . 15, 40, 70, 90, 116, 132, 150		Clark, Merrill Elbridge, New York, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Stabilisierungsvor-richtung für Flugzeuge (314 012)	133
Persönliches	196	Clouth, Franz, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes. Rettungsgurt zum Verhüten des Abstürzens von an den Haltescheiben eines Luftschiffes hängenden Leuten (300 175)	134
Praxis des Fliegenlernens und Fliegens (E. Meyer)	185	Conrad, Robert, Berlin, Nürnbergerpl. 5. Mehrzylindriger Ex-plosionsmotor zum Antrieb für Luftfahrzeuge (312 059)	117
Fortsetzung	215	Dehmel, Max, Berlin-Lichterfelde, Ferdinandstr. 32, und Wolf-gang Alfons Zemker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelm-straße 17. Kühler für Explosionskraftmaschinen (314 222)	132
Fortsetzung	224	Deutsche Floßboot-Werke, G. m. b. H., Berlin, Gondel- und Fallschirmaufhängung an Ballonen und Drachen (314 193)	133
Fortsetzung	241	Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig. Holzsporn für Flugzeuge mit auf der Unterseite angeordnetem Stahlband (313 693)	133
Fortsetzung	261	Deutsche Telephonwerke, G. m. b. H., Berlin. Abwurfhaken für Luftfahrzeuge, gelöscht am 25. I. 18 (300 609)	133
Fortsetzung	277	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof Berlin. Propellermeßnabe (300 188)	133
Prüfung der Gasdichtigkeit eines Ballones (K. Bassus)	167	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin, und Dipl.-Ing. Wilhelm Stieber, Adlershof. Flüssigkeitsmesser zur stichprobenweise erfolgenden Bestimmung der mitt-leren Durchflußmenge in einem Leitungssystem (311 377)	40
Rechenblatt für Flugzeugrechnungen, Ein graphisches — (Prof. Dr. R. von Sanden)	17	Eichengrün, Dr. Artur, Berlin-Grunewald. Verfahren zur Herstellung wasserfester, glatter Bespannungen von Luft-und Wasserfahrzeugen (300 177)	133
Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug (Dipl.-Ing. V. Heidelberg)	236	Eisemann-Werke, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaß-vorrichtung (311 062)	15
Schluß	249	Eta-Gesellschaft m. b. H., Berlin, Panzerung für Propeller-flügel (298 923)	133
See-R-Flugzeug, Ein neuartiges — (Ing. R. Zschach)	112	Fantoni, Otto, Braunschweig. Sicherheitsvorrichtung für Flug-zeuge (312 360)	117
Nachtrag	271	Farbenfabriken vorm. Friedr. Bayer & Co., Leverkusen bei Köln a. Rh. Ballongas (303 966)	133
Selve-Flugmotor, Der 300-PS. — (Hugo H. Kromer)	169	Farbwerke vorm. Meister Lucius & Brüning, Höchst a. M., um-geschrieben auf F. C. Glaser, G. R. Pflaum, Alleinverkauf der Kruppschen Feld-, Forst- und Industriebahnen, G. m. b. H., Berlin-Tempelhof. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus (304 355)	133
Sportflugzeug, Das — (Georg König)	166	Fehrecke, Georg, Halberstadt, Lichtwerstr. 5. Luftvorwärmer (312 748)	117
Stereophotographie vom Flugzeug aus (W. Klemperer). Mit Tafel I	201	Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge (308 440)	133
Störungstheorie des Kreiselpendels, Zur — (R. Grammel)	1		
Störungstheorie des Kreiselpendels von R. Grammel, Bemer-kung zum Artikel: Zur — (H. Boykow)	124		
Erwiderung (R. Grammel)	125		
Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung (A. Pröll). Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter, Ein — (Marinebaurat W. Laudahn)	19		
Zugkraftbedarf von Flugzeugen, Der — (Georg König)	137		

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Hebel-steuerung (312 530)	118
Alber, Hermann, Duisburg, Poststr. 19. Brennstoffzuführungs-vorrichtung (312 654)	117
Albers, Wilhelm, Berlin-Johannisthal, Sternplatz 5. Propeller-nabe (301 750)	133
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Ausgleichsrohr für Flugzeugmotoren (312 593)	117
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Kühler für Luft-fahrzeugmotoren (299 725)	132
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Pneumatische Bombenauslösevorrichtung für Luftfahrzeuge. Gelöscht am 10. 12. 18 (300 187)	133
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Tragfläche für Flugzeuge mit veränderlicher Wölbung (299 179)	133
Angerstein, Hermann, Magdeburg, Königstr. 32. Schalldämpfer (312 838)	134
Atmos-Werkstätten, Professor Dr. Georg von dem Borne, Ber-lin. Aus zwei kommunizierenden Gefäßen mit eingeschlos-sener Sperrflüssigkeit bestehendes Flüssigkeitsmanometer zum Messen des Druckunterschiedes zweier Gasräume (312 653)	117

Seite		Seite
	Fokker, Anthony H. G., Schwerin i. M. Aufhängung des Beobachtungskörpers für Fesselballone (300178)	133
	Gandenbergersche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt. Verfahren und Einrichtung zum Regeln des Kompressionsdruckes von Verbrennungsmotoren, insbesondere von Umlaufmotoren (312944)	133
	Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz. Zahnradschmierpumpe für Verbrennungsmotoren (313021)	134
	Gellert, Fritz, Berlin, Chorinerstr. 33. Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. (46333)	132
	Germania-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Luftschiffhafen. Maschinengewehrordnung auf Flugzeugen (312763) .	117
	Giencke, August, Charlottenburg, Rüsternallee 30. Luftgekühlter Standmotor mit hintereinander angeordneten Zylindern (311782)	117
	Glaser, F. C., & Pflaum, Alleinverkauf der Kruppschen Feld-, Forst- und Industriebahnen, G. m. b. H., Berlin. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus (312508)	117/18
	Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Anordnung von Betriebsmittelbehältern, Kühlern usw. im Tragdeck eines Flugzeuges (312084)	117
	Graß, Friedrich, Berlin, Fruchtstr. 59. Metallklammer für Flugzeugtragflächen (314456)	133
	Hackenborg, Oskar, Halle S., Freimfelderstr. 116. Starres Luftschiff mit in der Längsachse angeordnetem Träger (314058)	133
	Hahn, Adolf, München, Barthstr. 8. Optischer Flugzeitmesser; Zus. z. Pat. 297598 (299153)	132
	Hampel, Paul A., München, Wörthstr. 15. Selbsttätig wirkende Vorrichtung zur Wiedergewinnung von Schleuderöl aus Umlaufmotoren (310059)	15
	Hannoversche Waggonfabrik, Akt.-Ges., Hannover-Linden. Achsverkleidung für das Fahrgestell von Flugzeugen (314388)	133
	Hannoversche Waggonfabrik, Akt.-Ges., Hannover-Linden. Steuerknüppel mit Vorrichtung zum Regeln der Gaszufuhr für Flugzeuge (314195)	133
	Hardt, Artur, Graz; Vertr.: Dr.-Ing. B. Bloch, Pat.-Anw., Berlin NW. 21. Motor mit schräg zueinander gestellten Zylindern (311153)	15
	Hemmer, Dietrich, Aschersleben. Kurzschlußvorrichtung zur Sicherung gegen Vergaserbrände (312798)	117
	Henkel, Dr. Karl, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32. Notsteuerung für Flugzeuge (312619)	118
	Hertel, Dr. Carl und Carl W. Paul, Bremen. Höhensteuerung für Flugzeuge mit verstellbaren Tragflächen (311257) .	16
	Heyde, Fa. Gustav, Dresden. Flugrichtungs- und Fluggeschwindigkeitsmesser für die Verfolgung von Luftzielen, z. B. Luftfahrzeugen, unter Berücksichtigung der Windstärke und der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges (307767) .	132
	Hulswé, Anthonie François, Berlin, Eisenbahnstr. 5. Geschwindigkeitsmesser nach dem Beschleunigungsprinzip (299694)	132
	Hußmann, Friedrich, Berlin, Boxhagenerstr. 26. Laufrad für Flugzeuge (300183)	133
	Huth, G. m. b. H., Dr. Erich F., Berlin. Einrichtung für drahtlose Telegraphie an Luftfahrzeugen (300176) . . .	133
	Joël & Cie., Alfred, Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Luftfederung für Fahrzeuge (311571)	117
	Joël & Cie., Alfred, Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Luftfederung für Flugzeuge (311367)	10
	Jungmann, Richard, Friedrichshafen a. B., Siegerstr. 41. Kühler für Verbrennungskraftmaschinen (311973)	117
	Junkers, Hugo, Aachen, Frankenburg, Bismarckstr. 68. Wellblech, insbesondere zur Abdeckung von Flugzeugtragflächen (314509)	132
	Junkers, Hugo, Dessau, Albrechtstr. 47. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln (313692)	133
	Kálish, Sigmund, Galánta, Ung.; Vertr.: Dr. H. Hederich, Pat.-Anw., Kassel. Schwingenflugzeug (314389)	133
	Kempe, Erich, Nürnberg. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche (314516)	133
	Kohlbach & Co., G. m. b. H., Leipzig-Lindenau. Aufhängvorrichtung für Abwurfgeschosse an Luftfahrzeugen (311982)	117
	Kral, Ludwig, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Steuerung der Abfeuvorrichtung für Maschinengewehre (312236)	117
	Kreitmeyer, Jakob, München-Neuhausen, Romanstr. 5a. Hohle Metallluftschraube (311050)	15
	Laderer, Fa. Gebr., Inh. Julius Laderer, Cannstatt. Anschlußleitung für Brennstoffrohren von Verbrennungskraftmaschinen (312747)	117
	Lehmann, Carl, Berlin-Friedenau, Kirchstr. 9. Federanordnung an selbsttätigen Einlaßventilen von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern (299733) . .	132
	Lorenzen, Christian, Neukölln, Richardplatz 19. Flugmotor mit Abgasturbine (314388)	132
	Lorenzen, Christian, Neukölln, Richardplatz 19. Nabenbefestigung für Luftschrauben (301649)	133
	Lorenzen, Christian, Neukölln, Richardplatz 19. Verbrennungsmotor mit Abgasturbine (314347)	133
	Lorenzen, Christian, Neukölln, Richardplatz 19. Verstellbarer Propeller (311302)	16
	Loewenthal, Alwin, Charlottenburg, und Dr. Max Moszkowski, Berlin-Grünwald. Ballonhülle; Zus. z. Pat. 271933 (300605)	133
	Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Vorrichtung zum Regeln von Verbrennungsmotoren, insbesondere für Flugzeuge (314296)	132
	Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren (312573)	117
	Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Luftschiffventil für Hand- und Druckluftbetätigung (303888)	133
	Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld. Leitflächen für Fesselballone (314205)	133
	Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden. Auslösevorrichtung für an Hebeln reihenweise aufgehängte Lasten (307608)	133
	Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden. Schaltungsanordnung für mehrere Abwurfhaken mit Auslöse- und Verriegelungsmagneten, insbesondere für Abwurfvorrichtungen an Luftschiffen (302509)	133
	Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Vorrichtung zum Anzeigen des Einflusses beliebiger Gewichtsveränderungen an Bord von Luftschiffen auf die Trimmelage derselben (303327)	133
	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Geschwindigkeitsmesser (312762)	117
	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Kardanische Aufhängung, insbesondere für größere Lasten des Luftfahrzeugbaues (312460)	117
	Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Doppelhandradsteuerung für Flugzeuge (314196)	134
	Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Einstellbarer Fußhebel für Flugzeugsteuerungen (314197) .	134
	Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Holmbeschlag für Flugzeuge (312361)	117
	Lutz, Karl, Dresden, Heynaststr. 7. Akustischer Sucher für Luftfahrzeuge (303810)	133
	Mader, Dr.-Ing. Otto, Dessau, Kaiserplatz 23. Vorrichtung zur Abdichtung und Schmierung der Führungen bewegter Maschinenteile von Brennstoffpumpen für Verbrennungskraftmaschinen (312878)	134
	Mannesmann, Reinhard, Remscheid. Steuerung für Luftfahrzeuge mittels Motoren (314140)	133
	Mehlich, Akt.-Ges., J., Berlin. Abzugsvorrichtung für durch den Propellerkreisfeuernde, von der Propellerwelle aus zwangsläufig gesteuerte Maschinengewehre (302510) . .	133
	Metallwarenfabrik Gebrüder Ruppel, Gotha. Stahlpropeller (314142)	134
	Militärflieger, vertreten durch die Kgl. Preussische Flugzeugmeisterei, Adlershof. Aneroidbarometer, insbesondere Höhenmesser und Höhenschreiber für Flugzeuge, umgeschrieben auf Reichsverwaltung, vertreten durch das Kgl. Preussische Kriegsministerium, Berlin (307126)	132
	Mohns, K. & E., Sohr, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baum-schulenburg. Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen (311010)	15
	Motorenfabrik Oberursel, Akt.-Ges., Oberursel bei Frankfurt a. M. Kolben für einwirkende Verbrennungskraftmaschinen (300112)	133
	Mugler, Julius, Kiel, Feldstr. 104. Kühler für Verbrennungskraftmaschinen (300157)	133
	Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide. Kolben für Verbrennungsmotoren (299067) .	133
	Nationale Automobil-Gesellschaft, Berlin-Oberschöneweide. Ventilkühlung (312655)	117
	Oelerich, Heinrich, Leipzig, Bosestr. 2. Betriebsstoffbehälter für Luftfahrzeuge (314387)	133
	Opel, Fa. Adam, Rüsselsheim a. M. Kolben für Explosionsmotoren und ähnliche Maschinen (312001)	117
	Otto, Gustav, München, Elisabethstr. 39, und Fritz Ellysohn, Wien; Vertr.: G. Dedreux, A. Weickmann und H. Kauffmann, Pat.-Anwälte, München. Tragdeckenversteifung (314386)	133
	Pfeiffer, Kalman Baron, Wien; Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler und E. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61.	

	Seite		Seite
Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (314517)	133	gesetzter leichter Träger, insbesondere für den Luftfahrzeugbau (313947)	132
Pieske, Gustav, Berlin, Blücherstr. 1. Wasserflugzeug; Zus. z. Pat. 307561 (311011)	15	Zeppelinwerk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Lindau-Reutin i. B. Insbesondere für Flugzeuge bestimmter, einen selbständigen Körper bildenden Radkranz (312682)	117
Pintsch, Akt.-Ges., Julius, Berlin. Landungslichter für Luftfahrzeuge mit Windrichtungsanzeiger (305543)	133	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. Luftschraube mit hohlen Flügeln (314462)	133
Pintsch, Akt.-Ges., Julius, Berlin. Vorrichtung zum Lancieren von Wassertorpedos aus Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 299057 (299058)	133	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin, und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen a. B. Schwimmkörper, insbesondere für Wasserflugzeuge (314583)	133
Rau, Friedrich, Berlin, Kesselstr. 16. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln; Zus. z. Pat. 310292 (311809)	40	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. Tragende Blechaußenhaut für Flugzeugrümpfe (314354)	133
Rees, Joseph, Anton Rees und Viktoria Rees, Tutzing. Luftschraubenantrieb für Luftfahrzeuge (312280)	117	Zurovec, Wilhelm, Budapest; Vertr.: F. Meffert und Dr. L. Seil, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. Druckluftstoßdämpfer zur Dämpfung des Stoßes abfallender Körper, insbesondere für Flugzeuge (311099)	16
Reichenkron, Franz, Köln a. Rh. Horchballon, gelöscht am 7. 4. 19 (299660)	133		
Reik, Hugo, Wien. Vergaser für Flugzeugmotoren (312061)	117		
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Flugzeugrumpfhaut aus Holzplanken (312421)	117		
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone (314402)	133		
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. Verspannung für die Querringe von Starrschiffen (314455)	133		
Richter, Reinhold, Berlin-Schöneberg, Sponholzstr. 24. Hülle für Starrluftschiffe (311278)	15		
Riemschneider, Friedrich, Dresden, Förstereistr. 51. Verfahren zur Verringerung der Sichtbarkeit von Körpern in freier Luft (308410)	133		
Rose, August, Karl Nägele, Schwerin, und Fa. Robert Bosch, Stuttgart. Vorrichtung zur Ermittlung von Zylindern mit Explosionsstörungen bei Motoren mit kreisenden Zylindern (311972)	117		
Sandt, Georg, Charlottenburg, Schloßstr. 4a. Tragfläche mit aus Federn bestehendem elastischen Ansatz (312422)	117		
Schlechte, Erich, Leipzig-Eu., Wittenbergerstr. 26. Vorrichtung zur Übermittlung von Befehlen auf Luftfahrzeugen (314008)	133		
Schneider, Wilhelm, Cöln-Klettenberg. Flugmaschine mit verstellbaren Tragflächen (312144)	117		
Schütte, Johann, Danzig. Flugzeugtragfläche (314463)	133		
Schwager, Georg, Berlin, Waldemarstr. 55. Fahrgestell für Flugzeuge (298924)	134		
Schwartz, Johann, Herrenbrücke bei Lübeck. Schraube für Luftfahrzeuge (314143)	134		
Siebenmann, Daniel, Bern, Schweiz; Vertr.: A. Gerson und G. Sachse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Vergaser mit sich drehenden Schaufeln (314428)	133		
Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin. Einrichtung zur Messung von Schiffs- und Strömungsgeschwindigkeiten; Zus. z. Pat. 245150 (312522)	117		
Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin. Leistungsanzeiger für Venturirohre mit elektrischer Summierung der das Venturirohr durchfließenden Flüssigkeits- oder Gasmengen (311378)	40		
Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin. Staukörper zur Messung von Strömungsgeschwindigkeiten (312500)	117		
Springwald, Gustav, und Hermann Wald, Düsseldorf. Steuerung für Explosionskraftmaschinen (312060)	117		
Steichele, Anton, und August Eckert, Augsburg. Spritzvergaser (314427)	133		
Thormeyer, Hans, Berlin-Schöneberg. Zwangsläufige Ventilsteuerung (311884)	117		
Tillack, Willi, Friedrichshagen bei Berlin. Startbock für Landflugzeuge (314355)	133		
Ufer, Paul, Berlin, Königgrätzerstr. 85a. Entfernungsmesser für die Landung von Luftfahrzeugen (314247)	134		
Unionwerk Mea, G. m. b. H., Elektrotechnische Fabrik, Eisenwerk, Feuerbach-Stuttgart. Verteiler für Zündmaschinen (312002)	117		
Wagner, Josef, und Grete Wagner, geb. Rügemer, Würzburg, Rotkreuzstr. 11. Verfahren zur Herstellung eines Ballonstoffes aus Tierdärmen (302480)	133		
Wagner, Dr. Rudolf, Hamburg, Bismarckstr. 105. Feuerung für Luftschiffkessel (312720)	117		
Wilhelm, Arthur, Beuthen, O.-S., Gustav Freitagstr. 4. Verfahren zur Benutzung verflüssigter Gase als Betriebsmittel für Maschinen und Apparate (312879)	134		
Wittkowsky, Otto, Düsseldorf, Graf Adolfstr. 15. Antrieb von selbsttätig verwindbaren Flugzeugschlagflügeln (314144)	134		
Zahnradfabrik, G. m. b. H., und Hans Keitel, Friedrichshafen a. B. Getriebekühlung, insbesondere für Luftfahrzeuggetriebe (314353)	133		
Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55. Aus Gurtungen und gewelltem Steg zusammen-			

Patente (erteilt).

(Sachliches Register.)

Abwurfhaken für Luftfahrzeuge, gelöscht am 25. 1. 18 (300609). Deutsche Telephonwerke, G. m. b. H., Berlin	133
Abzugsvorrichtung für durch den Propellerkreis feuernde, von der Propellerwelle aus zwangsläufig gesteuerte Maschinen- gewehre (302510). J. Mehlich, Akt.-Ges., Berlin	133
Achsverkleidung für das Fahrgestell von Flugzeugen (314388)	133
Hannoversche Waggonfabrik, Akt.-Ges., Hannover-Linden	133
Akustischer Sucher für Luftfahrzeuge (303810). Karl Lutz, Dresden, Heynahtstr. 7	133
Am Fesselkabel ablaßbarer Ballonkorb für Fesselballone (309200). Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof	134
Aneroidbarometer, insbesondere Höhenmesser und Höhen- schreiber für Flugzeuge, umgeschrieben auf Reichsverwal- tung, vertreten durch das Kgl. Preußische Kriegsministe- rium, Berlin (307126). Militäriskus, vertreten durch die Kgl. Preußische Flugzeugmeisterei, Adlershof	132
Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059 (311060). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	15
Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059 (311061). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	15
Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (312574). Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim	117
Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen von Fahr- zeugen (311003). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	15
Anordnung von Betriebsmittelbehältern, Kühlern usw. im Tragdeck eines Flugzeuges (312084). Gothaer Waggon- fabrik, Akt.-Ges., Gotha	117
Anschlußleitung für Brennstofffuhrn von Verbrennungskraft- maschinen (312747). Fa. Gebr. Laderer, Inh. Julius Laderer, Cannstatt	117
Antrieb für Doppelschrauben, insbesondere für Flugzeuge (312681). Wilhelm Bäuerle, Karlsruhe i. B., Marien- straße 103	117
Antrieb von selbsttätig verwindbaren Flugzeugschlagflügeln (314144). Otto Wittkowsky, Düsseldorf, Graf Adolfstr. 15	134
Aufhängevorrichtung für Abwurfgeschosse an Luftfahrzeugen (311983). Kohlbach & Co., G. m. b. H., Leipzig-Lindenau	117
Aufhängung des Beobachtungskörpers für Fesselballone (300178). H. G. Anthony Fokker, Schwerin i. M.	133
Aus Gurtungen und gewelltem Steg zusammengesetzter leichter Träger, insbesondere für den Luftfahrzeugbau (313947). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichs- hafen a. B., Königsweg 55	132
Aus zwei kommunizierenden Gefäßen mit eingeschlossener Sperrflüssigkeit bestehendes Flüssigkeitsmanometer zum Messen des Druckunterschiedes zweier Gasräume (312653). Atmos-Werkstätten, Professor Dr. Georg von dem Borne, Berlin	117
Ausgleichsrohr für Flugzeugmotoren (312593). Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	117
Auslösevorrichtung für an Hebeln reihenweise aufgehängte Lasten (307608). Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden	133
Auswanderungsmesser zur artilleristischen Bekämpfung be- weglicher Ziele (303943). Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, Berlin-Friedenau	132

Seite	Seite
Ballongas (303966). Farbenfabriken vorm. Friedr. Bayer & Co., Leverkusen bei Köln a. Rh.	133
Ballonhülle; Zus. z. Pat. 271933 (300605). Alwin Loewenthal, Charlottenburg, und Dr. Max Moszkowski, Berlin-Grunewald	133
Ballonstoff aus Darmprodukten mit oder ohne Gewebeunterlage (300179). Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof	133
Betriebsstoffbehälter für Luftfahrzeuge (314387). Heinrich Oelerich, Leipzig, Bosestr. 3	133
Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge (308440). Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	133
Brennstoffzuführungsvorrichtung (312654). Hermann Alber, Duisburg, Poststr. 19	117
Doppelhandradsteuerung für Flugzeuge (314196). Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	134
Druckluftstoßdämpfer zur Dämpfung des Stoßes abfallender Körper, insbesondere für Flugzeuge (311099). Wilhelm Zurovec, Budapest; Vertr.: F. Meffert und Dr. L. Seil, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68	16
Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln (313692). Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47	133
Einrichtung für drahtlose Telegraphie an Luftfahrzeugen (300176). Dr. Erich F. Huth, G. m. b. H., Berlin	133
Einrichtung zur Messung von Schiffs- und Strömungsgeschwindigkeiten; Zus. z. Pat. 245150 (312522). Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin	117
Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone (314402). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstraße 5	133
Einstellbarer Fußhebel für Flugzeugsteuerungen (314197). Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	134
Elektrische Anlaßvorrichtung (311062). Eisemann-Werke, Akt.-Ges., Stuttgart	15
Elektrische Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren (311059). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	15
Entfernungsmesser für die Landung von Luftfahrzeugen (314247). Paul Ufer, Berlin, Königrätzerstr. 35a	134
Fahrgestell für Flugzeuge (298924). Georg Schwager, Berlin, Waldemarstr. 55	134
Federanordnung an selbsttätigen Einlaßventilen von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern (299733). Carl Lehmann, Berlin-Friedenau, Kirchstr. 9	132
Feuerung für Luftschiffkessel (312720). Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarckstr. 105	117
Flugmaschine mit verstellbaren Tragflächen (312144). Wilhelm Schneider, Cöln-Klettenberg	117
Flugmotor mit Abgasturbine (314388). Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19	132
Flugrichtungs- und Fluggeschwindigkeitsmesser für die Verfolgung von Luftzielen, z. B. Luftfahrzeugen, unter Berücksichtigung der Windstärke und der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges (307767). Fa. Gustav Heyde, Dresden	132
Flugzeug mit verstellbaren Flügeln; Zus. z. Pat. 310292 (311809). Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16	40
Flugzeugrumpfhaut aus Holzplanken (312421). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	117
Flugzeugsteuerung (695732). Berliner Metall-Industrie, G. m. b. H., Berlin	40
Flugzeugtragfläche (314463). Johann Schütte, Danzig	133
Flüssigkeitsmesser zur stichprobenweise erfolgenden Bestimmung der mittleren Durchflußmenge in einem Leitungssystem (311377). Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin, und Dipl.-Ing. Wilhelm Stieber, Adlershof	40
Geschwindigkeitsmesser (312762). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	117
Geschwindigkeitsmesser nach dem Beschleunigungsprinzip (299694). Anthonie François Hulseyé, Berlin, Eisenbahnstraße 5	132
Getriebekühlung, insbesondere für Luftfahrzeuggetriebe (314353). Zahnradfabrik, G. m. b. H., und Hans Keitel, Friedrichshafen a. B.	133
Gondel- und Fallschirmaufhängung an Ballonen und Drachen (314193). Deutsche Floßboot-Werke, G. m. b. H., Berlin	133
Hebelsteuerung (312530). Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	118
Hohle Metallluftschraube (311050). Jakob Kreitmeyer, München-Neuhausen, Romanstr. 5a	15
Höhensteuerung für Flugzeuge mit verstellbaren Tragflächen (311257). Dr. Carl Hertel und Carl W. Paul, Bremen	16
Holmbeschlag für Flugzeuge (312361). Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	117
Holzsporn für Flugzeuge mit auf der Unterseite angeordnetem Stahlband (313693). Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig	133
Horchballon, gelöscht am 7. 4. 19 (299660). Franz Reichenkron, Köln a. Rh.	133
Hülle für Starrluftschiffe (311278). Reinhold Richter, Berlin-Schöneberg, Sponholzstr. 24	15
Insbesondere für Flugzeuge bestimmter, einen selbständigen Körper bildenden Radkranz (312682). Zeppelinwerk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Lindau-Reutin i. B.	117
Kampfflugzeug (313691). Robert Burberg, Mettmann	133
Kardanische Aufhängung, insbesondere für größere Lasten des Luftfahrzeugbaues (312460). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	117
Kolben für Explosionsmotoren und ähnliche Maschinen (312001). Fa. Adam Opel, Rüsselsheim a. M.	117
Kolben für einfachwirkende Verbrennungsmaschinen (300112). Motorenfabrik Oberursel, Akt.-Ges., Oberursel bei Frankfurt a. M.	133
Kolben für Verbrennungsmotoren (299067). Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide	133
Kühler für Explosionskraftmaschinen (314222). Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde, Ferdinandstr. 32, und Wolfgang Alfons Zemker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstr. 17.	132
Kühler für Luftfahrzeugmotoren (299725). Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	132
Kühler für Verbrennungskraftmaschinen (311973). Richard Jungmann, Friedrichshafen a. B., Siegerstr. 41	117
Kühler für Verbrennungskraftmaschinen (300157). Julius Mugler, Kiel, Feldstr. 104	133
Kurzschlußvorrichtung zur Sicherung gegen Vergaserbrände (312798). Dietrich Hemmer, Aschersleben	117
Landungslichter für Luftfahrzeuge mit Windrichtungsanzeiger (305543). Julius Pintsch, Akt.-Ges., Berlin	133
Laufrad für Flugzeuge (300183). Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26	133
Leistungsanzeiger für Venturirohre mit elektrischer Summierung der das Venturirohr durchfließenden Flüssigkeits- oder Gas mengen (311378). Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin	40
Leitflächen für Fesselballone (314205). Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld	133
Luftfederung für Fahrzeuge (311571). Alfred Joël & Cie., Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11	117
Luftfederung für Flugzeuge (311367). Alfred Joël & Cie., Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11	15
Luftgekühlter Standmotor mit hintereinander angeordneten Zylindern (311782). August Giencke, Charlottenburg, Rüsternallee 30	117
Luftschiffventil für Hand- und Druckluftbetätigung (303888). Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin	133
Luftschaube mit hohlen Flügeln (314462). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B.	133
Luftschaubenantrieb für Luftfahrzeuge (312280). Joseph Rees, Anton Rees und Viktoria Rees, Tutzing	113
Luftstrommesser, insbesondere für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 305523 (307692). Friedrich Wilhelm Gustav Bruhn, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 27	132
Luftvorwärmer (312748). Georg Fehrecke, Halberstadt, Lichtwerstraße 5	117
Maschinengewehrordnung auf Flugzeugen (312763). Germania-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Luftschiffhafen	117
Mehrzylindriger Explosionsmotor zum Antrieb für Luftfahrzeuge (312059). Robert Conrad, Berlin, Nürnbergerplatz 5	117
Metallklammer für Flugzeugtragflächen (314456). Friedrich Graß, Berlin, Fruchtstr. 59	133
Motor mit schräg zueinander gestellten Zylindern (311153). Arthur Hardt, Graz; Vertr.: Dr.-Ing. B. Bloch, Pat.-Anw., Berlin NW. 21	15
Nabenbefestigung für Luftschauben (301649). Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19	133
Notsteuerung für Flugzeuge (312619). Dr. Karl Henkel, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32	118
Optischer Flugzeitenmesser; Zus. z. Pat. 297598 (299153). Adolf Hahn, München, Barthstr. 8	132
Panzerung für Propellerflügel (298923). Eta-Gesellschaft m. b. H., Berlin	133
Pneumatische Bombenauslösevorrichtung für Luftfahrzeuge. Gelöscht am 10. 12. 18 (300187). Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	133
Propellermeßnabe (300188). Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof bei Berlin	133
Propellernabe (301750). Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Sternplatz 5	133

	Seite		Seite
Regelungsvorrichtung für Explosionskraftmaschinen (314 221). Joseph Berger, Feuerbach	132	Verfahren zur Verringerung der Sichtbarkeit von Körpern in freier Luft (308 410). Friedrich Riemschneider, Dresden, Förstereistr. 51	133
Rettungsgurt zum Verhüten des Abstürzens von an den Haltescheiben eines Luftschiffes hängenden Leuten (300 175). Franz Clouth, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes	134	Vergaser für Flugzeugmotoren (312 061). Hugo Reik, Wien	117
Schaltungsanordnung für mehrere Abwurfhaken mit Auslöse- und Verriegelungsmagneten, insbesondere für Abwurfvorrichtungen an Luftschiffen (302 509). Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden	133	Vergaser mit einstellbarem Luftrohr (314 416). Herbert Howard Buffum, Laconia, und Robert Matthews Pierson, New York, V. St. A.; Vertr.: F. Bornhagen und G. Fude, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68	133
Schalldämpfer (312 838). Hermann Angerstein, Magdeburg, Königstr. 32	134	Vergaser mit sich drehenden Schaufeln (314 428). Daniel Siebenmann, Bern, Schweiz; Vertr.: A. Gerson und G. Sachse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61	133
Schraube für Luftfahrzeuge (314 143). Johann Schwartz, Herrenbrücke bei Lübeck	134	Vergaser mit sich drehender Zerstäubungsscheibe (311 823). Otto Bandsch, Berlin-Reinickendorf, Wachholderstr. 48	117
Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen (311 010). K. & E. Mohns, Sohr, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baum-schulenweg	15	Verspannung für die Querringe von Starrschiffen (314 455). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5	133
Schwimmkörper, insbesondere für Wasser-Flugzeuge (314 583). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin, und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen a. B.	133	Verstellbarer Propeller (311 302). Christian Lorenzen, Neu-kölln, Richardplatz 19	16
Schwingenflugzeug (314 389). Siegmund Kálish, Galánta, Ung.; Vertr.: Dr. H. Hederich, Pat.-Anw., Kassel	133	Verteiler für Zündmaschinen (312 002). Unionwerk Mea, G. m. b. H., Elektrotechnische Fabrik, Eisenwerk, Feuerbach-Stuttgart	117
Selbsttätig wirkende Vorrichtung zur Wiedergewinnung von Schleuderöl aus Umlaufmotoren (310 059). Paul A. Hampel, München, Wörthstr. 15	15	Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus (304 355). Farbwerke vorm. Meister Lucius & Brüning, Höchst a. M., umgeschrieben auf F. C. Glaser, G. R. Pflaum, Alleinverkauf der Krupp'schen Feld-, Forst- und Industriebahnen, G. m. b. H., Berlin-Tempelhof	133
Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (314 517). Kálmán Baron Pfeiffer, Wien; Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler und E. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61	133	Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus (312 508). F. C. Glaser & Pflaum, Alleinverkauf der Krupp'schen Feld-, Forst- und Industriebahnen, G. m. b. H., Berlin	117/8
Sicherheitsvorrichtung für Flugzeuge (312 360). Otto Fantoni, Braunschweig	117	Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben von Luftfahrzeugen, umgeschrieben auf Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart (300 186). Fa. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	133
Spritzvergaser (314 427). Anton Steichele und August Eckert, Augsburg	133	Vorrichtung zum Anzeigen des Einflusses beliebiger Gewichts-veränderungen an Bord von Luftschiffen auf die Trimm-lage derselben (303 327). Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	133
Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (314 012). Merrill El-bridge Clark, New York, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins, Pat.-Anw., Berlin SW. 11	133	Vorrichtung zum Lancieren von Wassertorpedos aus Luftfahr-zeugen; Zus. z. Pat. 299 057 (299 058). Julius Pintsch, Akt.-Ges., Berlin	133
Stahlpropeller (314 142). Metallwarenfabrik Gebrüder Ruppel, Gotha	134	Vorrichtung zum Regeln von Verbrennungsmotoren, insbeson-dere für Flugzeuge (314 296). Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	132
Starres Luftschiff mit in der Längsachse angeordnetem Träger (314 058). Oskar Hackenberg, Halle a. S., Freimfelder-straße 116	133	Vorrichtung zur Abdichtung und Schmierung der Führungen bewegter Maschinenteile von Brennstoffpumpen für Ver-brennungskraftmaschinen (312 878). Dr.-Ing. Otto Mader, Dessau, Kaiserplatz 23	134
Startblock für Landflugzeuge (314 355). Willi Tillack, Fried-riehshagen bei Berlin	133	Vorrichtung zur Ermittlung von Zylindern mit Explosions-störungen bei Motoren mit kreisenden Zylindern (311 972). August Rose, Karl Nägele, Schwerin, und Fa. Robert Bosch, Stuttgart	117
Staukörper zur Messung von Strömungsgeschwindigkeiten (312 500). Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin	117	Vorrichtung zur Übermittlung von Befehlen auf Luftfahr-zeugen (314 008). Erich Schlechte, Leipzig-Eu., Witten-berger Str. 26	133
Steuernüppel mit Vorrichtung zum Regeln der Gaszufuhr für Flugzeuge (314 195). Hannoversche Waggonfabrik, Akt.-Ges., Hannover-Linden	133	Wasserflugzeug; Zus. z. Pat. 307 561 (311 011). Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1	15
Steuerung der Abfeuvorrichtung für Maschinengewehre (312 236). Ludwig Kral, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61	117	Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. (46 333). Fritz Gellert, Berlin, Chorinerstr. 33	132
Steuerung für Explosionskraftmaschinen (312 060). Gustav Springwald und Hermann Wald, Düsseldorf	117	Wellblech, insbesondere zur Abdeckung von Flugzeugtrag-flächen (314 509). Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg, Bismarckstr. 68	132
Steuerung für Luftfahrzeuge mittels Motoren (314 140). Rein-hard Mannesmann, Remscheid	133	Zahnradschmierpumpe für Verbrennungsmotoren (313 021). Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz	134
Tragdeckenversteifung (314 386). Gustav Otto, München, Eli-sabethstraße 39, und Fritz Ellysohn, Wien; Vertr.: G. Dedreux, A. Weickmann und H. Kauffmann, Pat.-Anwälte, München	133	Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren (312 573). Luft-fahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	117
Tragende Blechaußenhaut für Flugzeugrümpfe (314 354). Zep-pelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B.	133	Zwangsläufige Ventilsteuerung (311 884). Hans Thormeyer, Berlin-Schöneberg	117
Tragfläche für Flugzeuge mit veränderlicher Wölbung (299 179). Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	133		
Tragfläche mit aus Federn bestehendem elastischem Ansatz (312 422). Georg Sandt, Charlottenburg, Schloßstr. 4a	117		
Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche (314 516). Erich Kempe, Nürnberg	133		
Ventilkühlung (312 655). Nationale Automobil-Gesellschaft, Berlin-Oberschöneweide	117		
Verbrennungsmotor mit Abgasturbine (314 347). Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19	133		
Verfahren und Einrichtung zum Regeln des Kompressions-druckes von Verbrennungsmotoren, insbesondere von Um-laufmotoren (312 944). Gandenberg'sche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt	133		
Verfahren zur Benutzung verflüssigter Gase als Betriebsmittel für Maschinen und Apparate (312 879). Arthur Wilhelmi, Beuthen, O.-S., Gustav Freitagstr. 4	134		
Verfahren zur Herstellung eines Ballonstoffes aus Tierdärmen (302 480). Josef Wagner und Grete Wagner, geb. Rügemer, Würzburg, Rotkreuzstr. 11	133		
Verfahren zur Herstellung wasserfester, glatter Bespannungen von Luft- und Wasserflugzeugen (300 177). Dr. Artur Eichengrün, Berlin-Grunewald	133		

Auszüge aus den Patentschriften.

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Johannisthal, Feststellvor-richtung für das Höhensteuer von Flugzeugen (277 228)	158
Bauer, Heinrich, Karbidwerk, Freyung v. W. (Niederbayern), Einhol- und Ablaufvorrichtung für Seeflugzeuge (310 423)	118
Clouth, Franz, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes, Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander geordneten Stoffbahnen (293 686)	164
Cooper, Wallace Mc, Paia, Maui, Hawaii, Flugzeug mit pen-delnd aufgehängtem Motor (296 709)	126
Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leip-zig, Fahrgestell für Flugzeuge (281 628)	162

Seite	Seite
Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig, Flugzeug mit umklappbaren Tragflächenenden (287074)	162
Flick, Berthold, und Paul Reinig, Berlin-Mariendorf, Flugvorrichtung mit zwei übereinander angeordneten, etwa rechteckigen Tragflächen, deren größte Ausdehnung in der Längsrichtung der Flugvorrichtung liegt (284375)	162
Froehlich, Wilhelm, Wannsee bei Berlin, Hohler Propellerflügel aus Blech (310827)	153
Garuda Flugzeug- und Propellerbau, G. m. b. H., Neukölln, Luftschraube mit sich selbsttätig ändernder Steigung (310407)	41
Gérard, Ernst, Brüssel, Nachgiebiges Anlaufgestell für Flugzeuge (308275)	90
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha, Fahrgestell für Flugzeuge (286238)	155
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha, Fahrgestellabfederung, insbesondere für Flugzeuge (311477)	152
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha, Strebenschuh für Flugzeuge (286407)	157
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha, Vorrichtung zur Ausnutzung des für die Scharfritze freigelassenen Raumes als Tragfläche bei Flugzeugen (287070)	119
Grünwald, Hans, Hannover, Hohle Radbereifung aus Zellstoff (309968)	71
Harriman jr., John Emery, Boston, Mass., V. St. A., Flugzeug mit paarweise angeordneten, um die Flugzeuglängsachse bewegbaren Tragflächen (273512)	161
Havens, John Thomas, Asbury Park, New Jersey, V. St. A., Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern (309664)	71
Haw, Jakob, Potsdam, Gestell für Propeller (309361)	156
Hofmannsche Luftfederung, G. m. b. H., Berlin, Luftfederung für Flugzeugfahrgestelle (311446)	151
Joël & Cie., Alfred, Zürich, Schweiz, Luftfederung für Flugzeuge (311367)	150
Kondor Flugzeugwerke, G. m. b. H., Essen, Ruhr, Fahrgestell für Flugzeuge mit hochziehbaren Rädern (286876)	161
Lawrenz, Theodor, Berlin-Johannisthal, Flugzeug, dessen Tragflächen in elastische, nach hinten gerichtete Enden auslaufen (287062)	163
Lohner & Co., Jakob, Wien, Antrieb für Flugzeuge, bei welchen der Propeller von zwei oder mehr Motoren angetrieben wird (286697)	157
Lohner & Co., Jakob, Wien, Ein- oder mehrteilige Schelle zur Verbindung des Flugzeugholmes mit den Querrippen (284349)	118
Lohner & Co., Jakob, Wien, Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen (290121)	91
Lohner & Co., Jakob, Wien, Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen (310824)	153
Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Anordnung von Geschützen und Maschinengewehren an Luftschiffen (305826)	162
Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., in Friedrichshafen a. B., Bewegliche Stabilisierungsfläche für Luftschiffe (288487)	161
Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Hilfsgondel für Luftschiffe (307940)	159
Luftschiffsantrieb, G. m. b. H., Berlin, Seilführung von hin- und herbewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen (308374)	151
Luftschiffsantrieb, G. m. b. H., Berlin, Starres Luftschiff mit als Laufgang ausgebildetem Kiel (309935)	118
Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugzeug (310397)	40
Luftverkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal, Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren (310396)	42
Marmonier, Louis, Lyon, Vorrichtung zum Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung mit Hilfe zweier entgegengesetzt umlaufender Kreiselpendel (270424)	161
Mikelleitis, Richard, und Willy Löwenberg, Berlin, Vorrichtung zum plötzlichen Öffnen eines Fallschirms (281206)	160
Mohns, K. & E., Sohn, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baumschulenberg, Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen (311010)	151
Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel, Schwimmkörper für Wasserflugzeuge (287313)	162
v. Perbandt, Fedor, Berlin-Friedenau, Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer (283990)	163
Pieske, Gustav, Berlin, Wasserflugzeug (311011)	154
Pieske, Gustav, Berlin, Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootskörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern (307561)	154
Richter, Reinhold, Berlin-Schöneberg, Hülle für Starrluftschiffe (311278)	153
Robitzsch, Friedr., Loschwitz, Flugzeug mit drehbaren Tragflächen (270811)	162
Robitzsch, Friedrich, Loschwitz bei Dresden, Vorrichtung zur Stabilisierung von Luftfahrzeugen mittels paarweise angeordneter, dauernd hin- und herbewegter Flächen (270810)	163
Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin, Abschußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen (308375)	157
Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin, Vorrichtung zur Einstellung der Flügelneigung bei Fahrzeugpropellern während des Betriebes (311476)	152
Sturm, Stephan, Obertürkheim bei Stuttgart, Pendelstabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (308076)	155
Ursinus, Oskar, Frankfurt a. M., Rumpfdoppeldecker (307382)	156
Wagner, Dr. Rudolf, Hamburg, Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge (310826)	153
Warchalowski, Karl, Wien, Kombiniertes Luft- und Wassertorpedo (307280)	155
Wiegand, Karl, Frankfurt a. M., Gehäuse für Flugzeug-Umlaufmotoren (310248)	42
Zimmermann, Dipl.-Ing. Hans, Charlottenburg, Ballastwassergewinner. Zus. z. Pat. 284875 (284990)	161
Zimmermann, Dipl.-Ing. Hans, Charlottenburg, Vorrichtung zur Gewinnung von Ballast für Luftschiffe (284875)	159
Zurovec, Wilhelm, Budapest, Druckluftstoßdämpfer zur Dämpfung des Stoßes abfallender Körper, insbesondere für Flugzeuge (311099)	152

Gewerblicher Rechtsschutz.

Patente (erteilt).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Sitzboot für Flugzeuge (315525)	194
Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Johannisthal bei Berlin. Steuerung für Flugzeuge, bei der die Bewegung des Handknüppels auf zwei senkrecht zueinander liegende Wellen übertragen wird (316284)	227
Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeugantrieb (310096)	231
Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kühler für Flugzeuge (316740)	228
Ahrens, Dipl.-Ing. Heinrich C., Bremen, Dechanatstr. 1b. Mehrzylindriger Verbrennungsmotor mit Drehschiebersteuerung; Zus. z. Pat. 296752 (315903)	195
Aktiobolaget Vaporackumulator, Stockholm, Schwed.; Vertr.: Dipl.-Ing. C. Fehlert, G. Loubier, F. Harmsen, E. Meißner und Dr.-Ing. G. Breitung, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Kraftanlage zur Ausnutzung von brennbaren Gasen, beispielsweise von Hochofengas, teils in Gasmaschinen, teils in Dampfkesseln (315724)	195
Aktiobolaget Wigelius Motorer, Göteborg, Schwed.; Vertr.: W. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. Verbundverbrennungskraftmaschine (316728)	228
Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit in verschiedener Lage einstellbaren Tragdecken (306398)	194
Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit zu beiden Seiten des Haupttrumpfes angeordneten Seitenrumpfen (306399)	194
Albatroswerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge (295838)	245
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Auf einer Kreisschiene geführter, als Geschützträger dienender Laufing, insbesondere für Drehgeschütze bei Luftfahrzeugen (301701)	218
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Vorrichtung zur Einstellung von gegen den Flugzeugrumpf schwenkbaren Flügeln (299679)	227
Atmos-Werkstätten, Professor Dr. Georg von dem Borne, Berlin. Neigungs- und Kurvenflugsanzeiger für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 310675 (316370)	227
Baer, Dr.-Ing. Herbert, Breslau, Parkstr. 25a. Auspuffkanäle für Zweitakt-Verbrennungsmaschinen (316922)	243
Baer, Dr.-Ing. Herbert, Breslau, Parkstr. 25a. Ein- oder mehrzylindriger im Zweitakt arbeitender Verbrennungsmotor (316921)	243

	Seite		Seite
Baer, Dr.-Ing. Herbert, Breslau, Parkstr. 25a. Vier- oder mehrzylindriger Verbrennungsmotor (316920)	243	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Motor zum Antrieb von Propellern; Zus. z. Pat. 300189 (301719)	244
Baumann, Alexander, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 111. Knotenpunktverbindungsstück für Flugzeuggerüste; umgeschrieben auf Flugzeugwerft, G. m. b. H., Staaken bei Spandau; umgeschrieben auf Zeppelin-Werke, G. m. b. H., Staaken bei Spandau (303309)	244	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Rollvorhang für Kühlwasserrückkühler (298930)	194
Bauunternehmungen, G. m. b. H., Berlin. Verfahren zum Betriebe von Verbrennungskraftmaschinen (309226)	180	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Stalldylinder für Explosionsmotoren (298515)	194
Behrmann, William, Hamburg, Hallerstr. 61. Vorrichtung zum Umsetzen einer geradlinigen Bewegung in eine kreisende, indem ein flüssiges oder gasförmiges Druckmittel, welches durch Kolbenpumpen in Umlauf gehalten wird, eine Turbine beaufschlagt (317019)	244	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit fächerförmig angeordneten Arbeitszylindern (301787)	180
Belitz, Paul, Wittmar, Kr. Wolfenbüttel. Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung der Kühlwirkung, insbesondere für Verbrennungsmotoren (316676)	228	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit mehreren Zylinderreihen (307650)	180
Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim. Brennstoffzuführungsvorrichtung für Flugzeugmotoren (302417)	194	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Verbrennungsmotor, der sowohl im Zweitakt als auch im Viertakt gesteuert werden kann (299182)	180
Berliner Metallindustrie, G. m. b. H., Berlin. Sitz für Fahrzeuge, insbesondere Flugzeuge (316477)	228	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Verfahren zur Regelung des Brennstoffluftgemisches in Verbrennungskraftmaschinen (300667)	194
Berlinghoff, Wilhelm, Diestedde i. Westf. Kraftgaserzeuger für Verbrennungsmotoren (316464)	228	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Vorrichtung zur Regelung des Einblasdruckes bei Verbrennungskraftmaschinen für Propellerantriebe bei Schiffen (308495)	180
Beutelspacher, Adolf, Auerbach, Baden. Einrichtung zur Kühlung der Schlitze bei Zweitakt-Verbrennungskraftmaschinen (316674)	228	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Verfahren und Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen (303815)	228
Bier, Heinrich, Aszod, Ungarn; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Flugzeug mit durchlaufenden Tragflächen (316579)	228	Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen (298503)	194
Binder, Ignaz, Wien. Flugzeug mit selbsttätiger Stabilisierung durch einen Kreisel (78232)	246	Dehmel, Max, Berlin-Lichterfelde, Lankwitzer Str. 12, und Wolfgang Alfons Zemker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstraße 17. Auseinandernehmbarer Kühler; Zus. z. Pat. 314222 (316318)	227
Böhli, Eugen, Oensingen (Solothurn, Schweiz). Einrichtung an Flugzeugen zur Bewahrung des Fliegers vor dem Absturz (81231)	247	Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig. Anschlußstück für Streben (314657)	230
Bonte, Hans, Karlsruhe, Bachstr. 21. Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen (316018)	218	Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal. Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 314649 (316485)	228
Borne, Dr. Georg von dem, Kriern bei Breslau. Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge (314656)	228	Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Lindenthal bei Leipzig. Tragflächenbefestigung an Flugzeugen (292726)	231
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316418)	227	Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal. Bombenabwurfvorrichtung mit geneigt zu einem gemeinsamen Abwurfschacht angeordneten Magazinen (314649)	229
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge (314801)	230	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Cöpenick. Verfahren zum Entfernen von Feuchtigkeit aus Flugzeugteilen (314646)	228
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Brennstoffbehälter für tragbare Verbrennungskraftmaschinen mit einer elektrischen stromerzeugenden Maschine (316461)	228	Dietrich, Arno, Nürnberg, Fürtherstr. 88. Auspuffvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen (316875)	244
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Druckknopfkurzschlußvorrichtung für mehrere Zündapparate (315407)	194	Druhm, Walter, Berlin, Bauhofstr. 2. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (316637)	228
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Unterbrecher für elektrische Zündmaschinen von Motoren; Zus. z. Pat. 246227 (315445)	194	Dynamit-Akt.-Ges., vormals Alfred Nobel & Co., Hamburg. Auslösungsvorrichtung von Fallbomben; gelöscht am 1. 5. 1918 (301624)	244
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteiler für Hochspannungszündvorrichtungen mit Überschlagstücken (316871)	243	Enders, August, G. m. b. H., Oberrahmede, Westf. Zündkerze für Explosionskraftmaschinen (316873)	243
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zur Luftkühlung eines aus Verbrennungskraftmaschine und Dynamomaschine bestehenden Maschinensatzes (316317)	227	Euler, August, Frankfurt a. M. Schwanzkufe für Luftfahrzeuge (309219)	230
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zur Verhütung von Funkenübergang an zerrissenen Zündkabeln (316006)	219	Flatz, Emil, Graz, Österr.; Vertr.: W. Zimmermann und Dipl.-Ing. E. Jordan, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Einrichtung an Verbrennungskraftmaschinen (316919)	243
Bosch, Robert, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündungs- und Beleuchtungsschalter für Kraftfahrzeuge (315450)	194	Fiedler, Richard, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 94/5. Flammenwerfer für Flugzeuge, Luftschiffe u. dgl. (317291)	244
Bramwell, J. H., & Sunbeam Motor Car Company, Moorfield Works, Wolverhampton. Rumpfe und Kabinen (128671)	246	Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Dampfungs- und Steuerungseinrichtung (316741)	228
Brunke, August, Charlottenburg, Goslarer Platz 2. Sicherung für Zapfen, insbesondere Kolbenzapfen von Motorkolben (316462)	228	Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Flugmotor (317054)	244
Bucherer, Max, Berlin-Reinickendorf, Scharnweberstr. 108. Vorrichtung zum Zuführen und Zerstäuben des Brennstoffes für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern; Zus. z. Pat. 301729 (310036)	194	Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Propellerkappe (300610)	244
Buhl, Robert, Dresden-Löbtau, Südstr. 42. Selbsttätige Steuervorrichtung für unbemannte Fahrzeuge (Wasser- und Luftfahrzeuge) (317290)	244	Flugzeugwerft, G. m. b. H., Staaken bei Spandau. Verfahren zum Bergen und Zuwasserbringen von Wasserflugzeugen (306449)	194
Busch, Karl Johann, Berlin, und Fritz Schmitt, Berlin-Wilmersdorf. Vorrichtung zur Erweckung des Eindrucks eines brennend abstürzenden Flugzeuges (314802)	245	Frankfurter Maschinenbau-Akt.-Ges. vorm. Pokorny & Wittekind, Frankfurt a. M. Umsteuervorrichtung für Kolbenmaschinen (316613)	228
Caproni, G., 28, Via St. Gregorio, Mailand, Flugzeuge. Anordnung von Rümpfen und Tanks (128989)	247	Frings, Dr. Joseph, Aachen, Rochusstr. 51. Vorrichtung zum Bestimmen und Messen der Höhen, der Entfernungen und der Geschwindigkeiten von Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 299617; gelöscht am 22. 10. 18 (299618)	194
Chrobog, Franz, Braunschweig, Kasernenstr. 30, und Max Chrobog, Graz; Vertr.: Franz Chrobog, Braunschweig, Kasernenstr. 30. Flugzeug (315618)	194	Froehlich, Wilhelm, Wannsee bei Berlin. Befestigung von hohlen Propellerflügeln auf der Nabe; Zus. z. Pat. 302548 (307759)	194
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Brennstoffzuführung für Motoren (306419)	194	Fueß, R., vorm. R. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge (315950)	195
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Motor zum Antrieb von Propellern (300189)	244	Funk, Paul, Berlin-Steglitz, Heinrich-Seidelstr. 7. Flugzeug mit verbindbaren, anklappbaren Flügeln (302479)	227

Seite	Seite		
Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz. Beseitigung des störenden chemischen Einflusses von Motorauspuß (315451) . . .	194	Lind, Arvid Anderson, Stockholm, Schweden; Vertr.: M. Abrahamssohn, Pat.-Anw., Berlin SW. 47. Verbrennungskraftmaschine mit umlaufenden Trommeln; Zus. z. Pat. 314185 (316116) . . .	218
Gellert, Fritz, Berlin, Chorinerstr. 33. Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. (315905) . . .	195	Lohner, Jakob & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Schwimmer, insbesondere für Wasserflugzeuge (316391) . . .	227
Goldbeck, Albert, Berlin. Schalldämpfer für mehrzylindrige Explosionsmotoren (316082) . . .	218	Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Belüftungsventil für Flugzeugschwimmer (315527) . . .	194
Gonthier, Henri, Lüttich, Belgien; Vertr.: C. v. Ossowski, Pat.-Anw., Berlin W. 9. Zweitaktmotor (317103) . . .	244	Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Zusammenlegbarer Eindeckerdrachen (316435) . . .	228
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Befestigungsvorrichtung für Tragdeckstreben von Flugzeugen (316580) . . .	228	Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Laufrad für Flugzeuge (315526) . . .	194
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug; Zus. z. Pat. 300676 (316742) . . .	228	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 305110 (316786) . . .	244
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug mit Feuerwaffe (316285) . . .	227	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., und Otto Kurz, Staaken. Elektrische Gruppen-Fernausschösvorrichtung für Luftfahrzeuggeschosse; umgeschrieben auf Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. (301648) . . .	194
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug mit mehreren Rumpf- oder Motorgehäuseanordnungen; gelöscht am 26. 7. 19 (300757) . . .	227	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Hohlpropeller (306469) . . .	244
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern (300676) . . .	227	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Mehrgängige Schraube (306440) . . .	244
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern; Zus. z. Pat. 300676 (300677) . . .	227	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Propeller mit zweiteiliger Nabe (306470) . . .	244
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Torpedo-Seeflugzeug (300678) . . .	230	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen (317029) . . .	244
Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Torpedo-Seeflugzeug; Zus. z. Pat. 300678 (300679) . . .	229	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zur Leitungsprüfung bei Bombenabwurfvorrichtungen; Zus. z. Pat. 350110 (316584) . . .	228
Graß, Friedrich, Berlin. Metallklammer für Flugzeugtragflächen (314456) . . .	219	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Zusammenklappbare Leiter für Luftfahrzeuge (316692) . . .	228
Grund, Rudolf, Lindenbergr, Kr. Beeskow. Drachen oder Drachenballon mit selbsttätiger Schrägstellvorrichtung (302569) . . .	244	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Auspufftopf (316463) . . .	228
Hawerländer, Adolf, und Georg Adam Schäfer, Spremberg, N.-L. Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge (315378) . . .	194	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Feststellvorrichtung für die Steuerung von Flugzeugen (316479) . . .	228
Hielscher, Karl, Gelenau i. Erzgeb. Fliegeranzug mit auf dem Rücken angebrachtem Fallschirm (316581) . . .	228	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit im Mast und zwischen den Tragdecken angeordnetem Kühler (78589) . . .	246
Hofmannsche Luftfederung, G. m. b. H., Berlin. Luftfeder für den Bremsspornhebel von Fahrgestellen für Flugzeuge (305640) . . .	227	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit mehreren nebeneinander liegenden Verwindungsklappen (316287) . . .	227
Holzwarth, Hans, Mülheim, Ruhr, Engelbertusstr. 110. Kühlung von Gasturbinen; Zus. z. Pat. 315152 (316419) . . .	227	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kampfflugzeug mit zwei oder mehr miteinander gekuppelten Flugzeugkörpern (316693) . . .	228
Hußmann, Friedrich, Berlin, Boxhagener Str. 26. Hochhebebügel für Maschinengewehre (317164) . . .	244	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Knüppelsteuerung für Flugzeuge (316286) . . .	227
Hußmann, Friedrich, Berlin, Boxhagener Str. 26. Laufrollenlagerung, insbesondere für Maschinengewehrringe (316743) . . .	228	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Seitensteuerfußhebel für Flugzeuge o. dgl. (316478) . . .	228
Jackstädt, Luise, Königsberg i. Pr., Roonstr. 12. Unterirdischer Luftschiffhafen (315761) . . .	195	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Steuerung für die Verwindungsklappen von Flugzeugen (316341) . . .	227
Jahnke, Siegfried, Hannover, Königstr. 41. Nebengeräuschfreie Fernsprecheinrichtung für Führer und Beobachter von Flugzeugen (315663) . . .	194	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Steuerhebel für Flugzeuge (316486) . . .	228
Junkers, Hugo, Aachen, Frankenburg. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln (310619) . . .	219	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen der beiderseitigen Tragflächen von Flugzeugen (316433) . . .	228
Kempe, Erich, Nürnberg. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche (314516) . . .	230	Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zum Wiederaufrichten von nach vorn überklappenden Flugzeugen (316432) . . .	228
Klapper, Anna, Frankfurt a. M., Blücherstr. 9. Vorrichtung zum Reinigen der Kontaktstücke bei Verteilerscheiben (316872) . . .	243	Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen-Akt.-Ges.), Aachen. Verfahren zum Bremsen von Kraftwagen mit Verbrennungskraftmaschinen (308507) . . .	180
Knoller, Richard, Wien; Vertr.: O. Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. Kühleinrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316251) . . .	227	Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, Akt.-Ges., Augsburg. Einrichtung zur Umsteuerung von Verbrennungskraftmaschinen mit gegenläufigen Kolben (307689) . . .	180
Knörlein, Dipl.-Ing. M., Halle a. S., Ludwig Wuchererstr. 97. Verfahren und Vorrichtungen zum Betrieb von Brennkraftturbinen mittels Hilfsflüssigkeiten (316420) . . .	227	Mayrow, J. J., 39, Victoria-Street, London. Flugzeugrumpf (128651) . . .	246
Kondor-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Essen, Ruhr. Schalldämpfer für Auspufftöpfe an Motoren (317193) . . .	244	Meeßter, Oskar, Berlin, Leipzigerstr. 110. Verfahren zur Feststellung der Fluglage und Flugrichtung eines Luftfahrzeuges (298513) . . .	180
Körting, Gebr., Akt.-Ges., Linden bei Hannover. Regelungsvorrichtung für den Einblasedruck bei Verbrennungskraftmaschinen (310303) . . .	228	Motorenfabrik Oberursel, Akt.-Ges., Oberursel i. T. Schmier- vorrichtung für Umlaufmotoren (316612) . . .	228
Körting, Gebr., Akt.-Ges., Linden bei Hannover. Vorrichtung zur Regelung des Einblasedruckes bei Verbrennungskraftmaschinen; gelöscht am 15. 10. 18 (301284) . . .	180	Müller, Eugen Ludwig, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. Anlaßvorrichtung für umlaufende Zweitaktmotoren (307677) . . .	180
Körting, Gebr., Akt.-Ges., Linden bei Hannover. Ventilsteuerung für Brennstoffpumpen mit einem vom Pumpenkolben gesteuerten Saugventil (302522) . . .	244	Müller, Eugen Ludwig, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. Preßverfahren für Metallhohlkörper, insbesondere Luftschrauben (316071) . . .	219
Kosboth, Paul, Zeulenroda. Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordneten Tragflächen (316638) . . .	228	Nagel, August, Stuttgart, Alte Weinsteige 14. Vorrichtung zum Anzeigen der Längs- und Seitenneigung von Fahrzeugen (307675) . . .	180
Kremp, Julius, Rodaun, Niederösterreich; Vertr.: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Selbsttätige Sicherungsvorrichtung gegen das Trocken- und Heißgehen der Schmierstellen von schnelllaufenden Maschinen (317105) . . .	244	Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide, Frischölzulußleitung für Explosionskraftmaschinen (310705) . . .	180
Krupp, Friedr., Akt.-Ges., Germania-erwerf, Kiel-Gaarden. Vereinigtes Anlaß- und Brennstoffventil für Verbrennungskraftmaschinen (317192) . . .	244		
Kurz, Otto, Wildpark bei Potsdam. Ölkühler für Fahrzeugmotoren; gelöscht am 23. 5. 19 (305052) . . .	180		
Lehmann, Karl, Berlin-Friedenau, Kochstr. 9. Brennstoffeinspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316675) . . .	228		

	Seite		Seite
Niederländische Automobil- en Vliegtuigfabriek »Trompenburg«, Amsterdam, Holland; Vertr.: K. Osius, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Stahlbandbefestigung für Flugzeuge u. dgl. (316288)	227	Schmehl, Robert, Weidenau a. d. Sieg. Kolben für doppeltwirkende Zweitaktmaschinen (317055)	244
Neumeyer, Akt.-Ges. Fritz, Nürnberg, und Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. Nabe für Luftschrauben mit auswechselbaren Flügeln (316070)	219	Schmidt, Edmund, Elberfeld, Schlieperstr. 15. Vorrichtung zum selbsttätigen Abwerfen von Sprengkörpern aus Flugzeugen (315894)	195
Norddeutsche Kühlerfabrik, G. m. b. H., Berlin. Anschluß für auswechselbare Kühlelemente an Kühlern von Explosionskraftmaschinen (316176)	227	Schnebel, Eduard, Halberstadt, Spiegelstr. 51. Vorrichtung zum Anlassen von Flugzeugmotoren (305541)	228
Nordström, Hans, Karlshamn, Schweden; Vertr.: O. Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. Kolbenkühlvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316115)	218	Schneider, Franz, Seegefeld bei Spandau. Abfeuerungsvorrichtung; Zus. z. Pat. 315203 (316744)	228
Optische Anstalt C. P. Goerz, Akt.-Ges., Berlin-Friedenau. Vorrichtung für Luftfahrzeuge; gelöscht am 21. 8. 19 (299136)	180	Schneider, Franz, Seegefeld bei Spandau. Lagerung für Maschinengewehre auf Flugzeugen (302520)	218
Oertz, Max, Hamburg, Schwimmkastenordnung an Aufschleppwagen für Wasserfahrzeuge, insbesondere für Flugboote (314618)	229	Schnellpressenfabrik Mödling vorm. L. Kaisers Söhne, Akt.-Ges., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Zweitaktverpuffungsmaschine für flüssige Brennstoffe (317018)	243
Österr.-Ung.-Flugzeugfabrik »Aviatik«, G. m. b. H., Wien. Flugzeugrumpfkappe (78236)	246	Schütte, Joh., Danzig. Flugzeugtragfläche (314463)	220
Otto-Werke, G. m. b. H., München. Zündkerze (316924)	243	Schütte, Johann, Charlottenburg, Steinplatz 2. Getriebe für Verbrennungskraftmaschinen (298599)	243
Otwi-Werke m. b. H., Bremen, Fahrgestell mit pneumatischer Abfederung (316987)	244	Schütte, Johann, Charlottenburg, Steinplatz 2. Getriebeanordnung für Explosionskraftmaschinen mit sich drehender Kurbel und feststehenden strahlenförmig angeordneten Zylindern; gelöscht am 23. 5. 19 (298597)	180
Pauli, Hermann, Münster i. Westf. Tragfläche mit veränderlichem Stirnwiderstand (316434)	228	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühler mit gewellter Kühlwand für Wärmekraftmaschinen; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307657)	195
Pfeiffer, Kalman Baron, Wien. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl. (314517)	220	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlung von Kraftmaschinen mit innerer Verbrennung durch schwer siedende Kühlmittel (305668)	194
Pöhls, Richard, Lenzersilge, Post Lanz, Brandenburg. Schalldämpfer für die Auspuffgase an Verbrennungskraftmaschinen (316252)	227	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301304; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (305524)	195
Porsche, Ferdinand, Wiener-Neustadt; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben (305176)	180	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen, bei denen das Kühlmittel ungefähr horizontal liegende Teile von unten bespült; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307786)	195
Rang, Moritz, Frankfurt a. M., Spohrstr. 45. Regelvorrichtung für einen magnet-elektrischen Zündapparat (303897)	194	Semmler, Karl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (301304)	195
Rességnier, Gräfin Marie de, München, Andreas Seisser, Langendamm, Frau Paula Maier und Frau Bertha Göppinger, München, Winterstraße. Anlaufvorrichtung für Flugzeuge (314648)	228	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301304; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (310185)	218
Riedler, Alois, Charlottenburg, Berliner Str. 171. Federnder Antrieb für mehrzylindrige Kraftmaschine (307778)	180	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Kühlverfahren für Verbrennungsmotoren; Zus. z. Pat. 301304; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303835)	195
Riedler, Alois, Charlottenburg, Berliner Str. 171. Geschweißter Zylinder für Verbrennungsmaschinen (306342)	180	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verbrennungskraftmaschine mit als Haube ausgebildetem Kühlmantel; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303987)	218
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310199 (316005)	218	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verbrennungsmotor mit Kühlhaube; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (305657)	194
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310199 (317163)	244	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verfahren zum Kühlen von Verbrennungsmotoren; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (304389)	195
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Doppeldecker mit von einem Fahrgestell oder Schwimmergestell abgestütztem Rumpf (299740)	219	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verfahren zum Kühlen von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (301305)	195
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone (314402)	219	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verfahren zur Beeinflussung der Betriebsverhältnisse von Verbrennungsmotoren; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307784)	195
Richter, Reinhold, Berlin-Friedenau. Verspannung für die Querringe von Starrschiffen (314455)	219	Semmler, Carl, Wiesbaden, Schützenstr. 1. Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschriebenen auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303277)	195
Roder, Albert, Fürth, Bayern, Moststr. 15. Explosionskraftmaschine mit gegenüberliegenden Zylindern (316923)	243	Seppeler, Arnold, Feuerbach, Stuttgart, Eberhardstr. 70. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen (317279)	244
Roos, Gunnar, Stockholm; Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Regelungsvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen mit Brennstoffpumpen (315432)	180	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Aus Einzelbehältern bestehender Brennstoffbehälter für Flugzeuge (301349)	227
Rueb, Ludwig Rudolf, und Emil Rueb, Stuttgart. Federnde Stahlspiere für Tragflächen (316745)	228	Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Ausgleichvorrichtung für die Motorkühlung bei Kampfflugzeugen (309149)	194
Rumpler-Werke, Akt.-Ges., Berlin-Johannisthal. Betriebsstoffbehälter für Flugzeuge (316289)	227	Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Großkampfflugzeug (316482)	228
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Bombenbehälter für Flugzeuge (317292)	244	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Kühlanordnung für eine Motoranlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern (306321)	194
Rumpler-Werke, Akt.-Ges., Berlin-Johannisthal. Flugzeug (314647)	230		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Doppelsteuerung für Flugzeuge (315583)	228		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kampfflugzeug (316582)	228		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kugelige Tragkabelbefestigung am Rumpf von Flugzeugen (316476)	228		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Mehrdeckerflugzeug (315282)	245		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., i. Ligu., Berlin-Johannisthal. Spornlager für Flugzeuge (316894)	244		
Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Verwindungsklappe für Flugzeuge (316197)	227		
Rüther, Wilhelm, Hannover. Vorrichtung zur Verhütung des Überschlagens eines Flugzeuges beim Landen (316132)	227		
Sack, Karl, Bayreuth. Fliegertuch (314683)	229		
Schiedeck, Hermann, Berlin, Motzstr. 38. Mehrdecker (316481)	228		

Seite		Seite
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Kühlanordnung für eine Motoranlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern; Zus. z. Pat. 306321 (307178)	194
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Neigbarer Scheinwerfer zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 30. 10. 17 (299702)	194
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Scheinwerfer mit Reflektor für das Scheinwerferlicht zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 30. 10. 17 (299703)	195
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Scheinwerferlampe mit Einrichtung zur Beobachtung der Lichtlage; gelöscht am 30. 10. 17 (299704)	195
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Stabilisierungseinrichtung für Flugzeuge (316483)	228
	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Verfahren zur Fernsteuerung eines Gleiters von einem Luftfahrzeuge aus (310788)	244
	Sohn, Emil, Berlin, Fichtestr. 33, Edgard Schumann, Berlin-Wilmersdorf, Homburgerstr. 27, und Carl Bestehorn, Berlin-Tempelhof, Berlinerstr. 4. Luftscharbe mit einstellbaren Flügeln (315861)	195
	Stangl, Willy, München. Vorrichtung zur Erleichterung des Ankurbels von Automobilmotoren (316874)	243
	Stein, Dr.-Ing. Wilhelm, Charlottenburg, Mommsenstr. 19. Vorrichtung zur Zuführung von flüssigem Brennstoff (303934)	243
	Steiner, Karl, Stuttgart, Vogelsangstr. 63. Einrichtung zur Ausnutzung der Abgase von Verbrennungskraftmaschinen in Abgasturbinen (316421)	227
	Strobel, Dr. Max, Frankfurt a. M., Morgensternstr. 18. Zündstromverteiler für Explosionsmotoren (307795)	194
	Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. Flugzeugkühler (315619)	194
	Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach, Württbg. Kappenartiger Schraubendeckel, insbesondere für Motorenkühler (316769)	243
	Szakáts, Gabriel, Eisenach. Einrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen (316200)	228
	Troedel, Albert, Berlin-Friedenau, Cranachstr. 11, und Max Stahl, Berlin, Koloniestr. 38. Vereinigte Gas- und Dampfturbine; Zus. z. Pat. 315053 (316083)	218
	Ursinus, Oskar, Frankfurt a. M. Wasserflugzeug mit heb- und senkbaren Schwimmern (316640)	228
	Vech, Hans, Berlin. Seilsicherung für Luftschiffwinden u. dgl. (314619)	230
	Vulcan-Werke Hamburg und Stettin, Akt.-Ges., Hamburg. Kolbenkühlung für Verbrennungskraftmaschinen durch Posaunenrohre (299042)	194
	Wagner, Karl, Stuttgart, Landhausstr. 209, und Eduard Schollian, Stuttgart, Werastr. 109. Vorrichtung zur Beobachtung des von einem Luftfahrzeug überflogenen Geländes (300004)	195
	Wensky, Otto, Berlin-Pankow, Hartwigstr. 107. Vorrichtung zur Brennstoffzuführung (305110)	194
	Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik Karl Bamberg, Berlin-Friedenau. Selbststeuerndes Flugzeug (316484)	228
	Westphal, Otto, Berlin, Schönhauser Allee 104. Schraubenpropeller, insbesondere für Luftfahrzeuge (316198)	227
	Wimplinger, Dipl.-Ing. Georg, Berlin-Südende, Steglitzerstraße 24. Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschine (316250)	227
	Windhoff, Dipl.-Ing. Hans, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstraße 21/22. Tragflächenkühler für Flugzeugmotoren (301680)	227
	Woll, Heinrich, Gersweiler-Ottenhausen. Drosselklappensteuerung für Viertaktgasmaschinen (317104)	244
	Woll, Heinrich, Gersweiler-Ottenhausen, Bezirk Trier. Einspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (299053)	194
	Woll, Heinrich, Gersweiler-Ottenhausen, Bez. Trier. Verfahren und Zylinder zur Erzeugung von Stickoxyd in Zweitakt-Gaskraftmaschinen (316677)	228
	Wyß, Jos., Köln a. Rh., Schildergasse 110. Kurbelzapfenkühlung (315904)	195
	Wyß, Joseph, Köln a. Rh., Schildergasse 110. Nabe für Propeller (316199)	227
	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. Flugzeug mit gelenkig gelagerten Tragflächen (315694)	194
	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. Luftscharbe mit hohlen Flügeln (314462)	219
	Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin. Meßvorrichtung für Luftfahrzeug-Tragflächen (316639)	228
	Zimmermann, Josef, Wiener-Neustadt; Vertr.: Otto Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin. Doppeldecker (307800)	244
	Zimmermann, Richard, Hannover, Marienstr. 33. Zielvorrichtung für das Abwerfen von Geschossen aus Luftfahrzeugen; umgeschrieben auf Julius Blancke, Berlin-Charlottenburg, Bismarckstr. 115 (306497)	180

Gewerblicher Rechtsschutz.

Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Abfeuerungsvorrichtung; Zus. z. Pat. 315203 (316744). Franz Schneider, Seegefeld bei Spandau	228
Anlaßvorrichtung für umlaufende Zweitaktmotoren (307677). Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70	180
Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316418). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	227
Anschluß für auswechselbare Kühlelemente an Kühlern von Explosionskraftmaschinen (316176). Norddeutsche Kühlerfabrik, G. m. b. H., Berlin	227
Anschlußstück für Streben (314657). Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig	230
Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge (315378). Adolf Hawerländer und Georg Adam Schäfer, Spremberg, N.-L.	194
Auf einer Kreisschiene geführter, als Geschützträger dienender Laufing, insbesondere für Drehgeschütze bei Luftfahrzeugen (301701). Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	218
Aus Einzelbehältern bestehender Brennstoffbehälter für Flugzeuge (301349). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	227
Auseinandernehmbarer Kühler; Zus. z. Pat. 314222 (316318). Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde, Lankwitzstr. 12, und Wolfgang Alfons Zemker, Berlin-Lankwitz, Kaiser Wilhelmstraße 17	227
Ausgleichsvorrichtung für die Motorkühlung bei Kampfflugzeugen (309149). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	194
Auslösungsvorrichtung von Fallbomben; gelöscht am 1. 5. 18 (301624). Dynamit-Akt.-Ges., vormals Alfred Nobel & Co., Hamburg	244
Auspuffkanäle für Zweitakt-Verbrennungsmaschinen (316922). Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a	243
Auspufftopf (316463). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Auspuffvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen (316875). Arno Dietrich, Nürnberg, Fürtherstraße 88	244
Befestigung von hohlen Propellerflügeln auf der Nabe; Zus. z. Pat. 302548 (307759). Wilhelm Froehlich, Wannsee bei Berlin	194
Befestigungsvorrichtung für Tragdeckstreben von Flugzeugen (316580). Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha	228
Belüftungsventil für Flugzeugschwimmer (315527). Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	194
Beseitigung des störenden chemischen Einflusses von Motor-auspuff (315451). Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz	194
Betriebsstoffbehälter für Flugzeuge (316289). Rumpler-Werke A.-G., Berlin-Johannisthal	227
Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 314649 (316485). Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal	228
Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 305110 (316786). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244
Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge (314801). Robert Bosch, A.-G., Stuttgart	230
Bombenabwurfvorrichtung mit geneigt zu einem gemeinsamen Abwurfschacht angeordneten Magazinen (314649). Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal	229
Bombenbehälter für Flugzeuge (317292). Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	244
Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310199 (317163). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	244
Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310199 (316005). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	218
Brennstoffbehälter für tragbare Verbrennungskraftmaschinen mit einer elektrischen Strom erzeugenden Maschine (316461). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	228
Brennstoffeinspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316675). Karl Lehmann, Berlin-Friedenau, Kochstr. 9	228
Brennstoffzuführungsvorrichtung für Flugzeugmotoren (302417). Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motoren-Fabrik, Akt.-Ges., Mannheim	194

	Seite		Seite
Brennstoffzuführung für Motoren (306419). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	194	Flugzeug mit im Mast und zwischen den Tragdecken angeordnetem Kühler (78589). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	246
Dampfungs- und Steuerungseinrichtung (316741). Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	228	Flugzeug mit in verschiedener Lage einstellbaren Tragdecken (306398). Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal	194
Doppeldecker (307800). Joseph Zimmermann, Wiener-Neustadt; Vertr.: Otto Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin	244	Flugzeug mit mehreren nebeneinander liegenden Verwindungskappen (310287). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	227
Doppeldecker mit von einem Fahrgestell oder Schwimmergestell abgestütztem Rumpf (299740). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	219	Flugzeug mit mehreren Rumpf- oder Motorgehäuseanordnungen; gelöscht am 26. 7. 19 (300757). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	227
Doppelsteuerung für Flugzeuge (315583). Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	228	Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordnete Tragflächen (310638). Paul Kosboth, Zeulenroda	228
Drachen oder Drachenballon mit selbsttätiger Schrägstellvorrichtung (302509). Rudolf Grund, Lindenberg, Kr. Beeskow	244	Flugzeug mit selbsttätiger Stabilisierung durch einen Kreisel (78232). Ignaz Binder, Wien	246
Drosselklappensteuerung für Viertaktgasmaschinen (317104). Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen	244	Flugzeug mit verwindbaren anklappbaren Flügeln (302479). Paul Funk, Berlin-Steglitz, Heinrich-Seidelstr. 7	227
Druckknopfkurzschlußvorrichtung für mehrere Zündapparate (315407). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	194	Flugzeug mit zu beiden Seiten des Haupttrumpfes angeordneten Seitenrümpfen (306399). Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal	194
Ein- oder mehrzylindriger im Zweitakt arbeitender Verbrennungsmotor (316921). Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a	243	Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern (300676). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	227
Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln (310019). Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg	219	Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern; Zus. z. Pat. 300676 (300677). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	227
Einrichtung an Flugzeugen zur Bewahrung des Fliegers vor dem Absturz (81231). Eugen Bohli, Oensingen (Solothurn, Schweiz)	247	Flugzeugantrieb (310090). Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	231
Einrichtung an Verbrennungskraftmaschinen (316919). Emil Flatz, Graz, Österr.; Vertr.: W. Zimmermann und Dipl. Ing. E. Jordan, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61	243	Flugzeuge. Anordnung von Rümpfen und Tanks (128989). G. Caproni, Via St. Gregorio, Mailand	247
Einrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen (316200). Gabriel Szakats, Eisenach	228	Flugzeugkühler (315619). Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach	194
Einrichtung zur Ausnutzung der Abgase von Verbrennungskraftmaschinen in Abgasturbinen (316421). Karl Steiner, Stuttgart, Vogelsangstr. 63	227	Flugzeugrumpf (128651). J. J. Mayrow, 39, Victoria-Street, London	246
Einrichtung zur Kühlung der Schlitze bei Zweitaktverbrennungskraftmaschinen (316674). Adolf Beutelspacher, Auerbach, Baden	228	Flugzeugrumpfkappe (78230). Österr.-Ung. Flugzeugfabrik »Aviatik«, G. m. b. H., Wien	246
Einrichtung zur Umsteuerung von Verbrennungskraftmaschinen mit gegenläufigen Kolben (307689). Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.-G., Augsburg	180	Flugzeugtragfläche (314403). Joh. Schütte, Danzig	220
Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone (314402). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	219	Frischölzuflußleitung für Explosionskraftmaschinen (310765). Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide	180
Einspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (299053). Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen, Bezirk Trier	194	Geschweißter Zylinder für Verbrennungsmaschinen (306342). Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstr. 171	180
Elektrische Gruppen-Fernauslösevorrichtung für Luftfahrzeuggeschosse; umgeschrieben auf Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. (301648). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., und Otto Kurz, Staaken	194	Getriebeanordnung für Explosionskraftmaschinen mit sich drehender Kurbel und feststehenden, strahlenförmig angeordneten Zylindern; gelöscht am 23. 5. 19 (298597). Johann Schütte, Charlottenburg, Steinplatz 2	180
Explosionskraftmaschine mit gegenüberliegenden Zylindern (316923). Albert Roder, Fürth, Bayern, Moststr. 15.	243	Getriebe für Verbrennungskraftmaschinen (298599). Johann Schütte, Charlottenburg, Steinplatz 2	243
Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben (305176). Ferdinand Porsche, Wiener-Neustadt; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin	180	Großkampfflugzeug (310482). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	228
Fahrgestell mit pneumatischer Abfederung (316987). Otwi-Werke m. b. H., Bremen	244	Hochhebebügel für Maschinengewehre (317164). Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26	244
Federnde Stahlschere für Tragflächen (316745). Ludwig Rud. Rueb und Emil Rueb, Stuttgart	228	Hohlpropeller (306409). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244
Federnder Antrieb für mehrzylindrige Kraftmaschine (307778). Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstr. 171	180	Kampfflugzeug (316582). Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Feststellvorrichtung für die Steuerung von Flugzeugen (316479). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228	Kampfflugzeug mit zwei oder mehr miteinander gekuppelten Flugzeugkörpern (316693). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Flammenwerfer für Flugzeuge, Luftschiffe u. dgl. (317291). Richard Fiedler, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 94/5	244	Kappenartiger Schraubendeckel, insbesondere für Motorenkühler (316769). Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach, Württemberg	243
Fliegeranzug mit auf dem Rücken angebrachtem Fallschirm (316581). Karl Hielscher, Gelenau im Erzgeb.	228	Knotenpunktverbindungsstück für Flugzeuggerüste; umgeschrieben auf Flugzeugwerft, G. m. b. H., Staaken bei Spandau; umgeschrieben auf Zeppelin-Werke, G. m. b. H., Staaken bei Spandau (303309). Alexander Baumann, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 111	244
Fliegertuch (314683). Karl Sack, Bayreuth	229	Knüppelsteuerung für Flugzeuge (316286). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	227
Flugmotor (317054). Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244	Kolben für doppeltwirkende Zweitaktmaschinen (317055). Robert Schmehl, Weidenau an der Sieg	244
Flugzeug (315618). Franz Chrobog, Braunschweig, Kasernenstraße 30, und Max Chrobog, Graz; Vertr.: Franz Chrobog, Braunschweig, Kasernenstr. 30	194	Kolben für Verbrennungskraftmaschinen (317279). Arnold Seppeler, Stuttgart, Eberhardstr. 70	244
Flugzeug (314647). Rumpler-Werke, A.-G., Berlin-Johannisthal	230	Kolbenkühlung für Verbrennungskraftmaschinen durch Posaunenrohre (299042). Vulkan-Werke Hamburg und Stettin, A.-G., Hamburg	194
Flugzeug; Zus. z. Pat. 300676 (316742). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	228	Kolbenkühlvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316115). Hans Nordström, Karlshamn, Schweden; Vertr.: O. Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin SW 68	218
Flugzeug mit durchlaufenden Tragflächen (316579). Heinrich Bier, Aszod, Ungarn; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11.	228	Kraftanlage zur Ausnutzung von brennbaren Gasen, beispielsweise von Hochofengas, teils in Gasmaschinen, teils in Dampfkesseln (315734). Aktiebolaget Vaporackumulator, Stockholm, Schweden; Vertr.: Dipl.-Ing. C. Fehlert, G. Loubier, F. Harmsen, E. Meißner und Dr.-Ing. G. Breitung, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61	195
Flugzeug mit Feuerwaffe (316285). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	227		
Flugzeug mit gelenkig gelagerten Tragflächen (315694). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B.	194		

	Seite		Seite
Kraftgaserzeuger für Verbrennungsmotoren (316464). Wilhelm Berlinghoff, Diestedde in Westf.	228	Nabe für Luftschrauben mit auswechselbaren Flügeln (316070). Aktiengesellschaft Fritz Neumeyer, Nürnberg, und Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70	219
Kugelige Tragkabelbefestigung am Rumpf von Flugzeugen (316476). Rumppler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	228	Nabe für Propeller (316199). Joseph Wyß, Köln a. Rh., Schildergasse 110.	227
Kühlordnung für eine Motoranlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern (306321). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	194	Nebengeräuschfreie Fernsprecheinrichtung für Führer und Beobachter von Flugzeugen (315663). Siegfried Jahnke, Hannover, Königstr. 41.	194
Kühlordnung für eine Motoranlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern; Zus. z. Pat. 306321 (307178). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	194	Neigbarer Scheinwerfer zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 20. 10. 17 (299702). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	194
Kühleinrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (316251). Richard Knoller, Wien; Vertr.: O. Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin SW 68	227	Neigungs- und Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 310675 (316370). Atmos-Werkstätten, Professor Dr. Georg von dem Borne, Berlin	227
Kühler für Flugzeuge (316740). Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	228	Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge (315950). R. Fuchs, vorm. R. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz	195
Kühler mit gewellter Kühlwand für Wärmekraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307657). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1	195	Ölkühler für Fahrzeugmotoren; gelöscht am 23. 5. 19 (305052). Otto Kurz, Wildpark bei Potsdam	180
Kühlung von Gasturbinen; Zus. z. Pat. 315152 (316419). Hans Holzwarth, Mülheim, Ruhr, Engelbertsstr. 110	227	Preßverfahren für Metallhohlkörper, insbesondere Luftschrauben (316071). Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70	219
Kühlung von Kraftmaschinen mit innerer Verbrennung durch schwermessende Kühlmittel (305668). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1.	194	Propeller mit zweiteiliger Nabe (306470). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244
Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (305524). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1	195	Propellerkappe (300610). Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244
Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen, bei denen das Kühlmittel ungefähr horizontal liegende Teile von unten bespült; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307786). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	195	Regelungsvorrichtung für den Einblasedruck bei Verbrennungskraftmaschinen (310303). Gebr. Körting, Akt.-Ges., Linden bei Hannover	228
Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (301304). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1.	195	Regelungsvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen mit Brennstoffpumpen (315432). Gunnar Roos, Stockholm; Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61	180
Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (310185). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	218	Regelvorrichtung für einen magnet-elektrischen Zündapparat (303897). Moritz Rang, Frankfurt a. M., Spohrstr. 45	194
Kühlverfahren für Verbrennungsmotoren; Zus. z. Pat. 301304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303835). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1	195	Rollvorhang für Kühlwasserrückkühler (298930). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	194
Kurbelzapfenkühlung (315904). Jos. Wyß, Köln a. Rh., Schildergasse 110	195	Rümpfe und Kabinen (128671). J. H. Bramwell & Sunbeam Motor Car Company, Moorfield Works, Wolverhampton	246
Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge (314656). Dr. Georg von dem Borne, Kriern bei Breslau	228	Schalldämpfer für Auspufftöpfe an Motoren (317193). Kondor Flugzeugwerke, G. m. b. H., Essen, Ruhr	244
Lagerung für Maschinengewehre auf Flugzeugen (302520). Franz Schneider, Seegefeld bei Spandau	218	Schalldämpfer für die Auspuffgase an Verbrennungskraftmaschinen (316252). Richard Pöhls, Lenzersilge, Post Lanz, Brandenburg	227
Laufgrad für Flugzeuge (315526). Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	194	Schalldämpfer für mehrzylindrige Explosionsmotoren (316082). Albert Goldbeck, Berlin	218
Laufrollenlagerung, insbesondere für Maschinengewehrringe (316743). Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26	228	Scheinwerfer mit Reflektor für das Scheinwerferlicht zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 30. 10. 17 (299703). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	195
Luftfeder für den Bremsspornhebel von Fahrgestellen für Flugzeuge (305640). Hofmannsche Luftfederung, G. m. b. H., Berlin	227	Scheinwerferlampe mit Einrichtung zur Beobachtung der Lichtlage; gelöscht am 30. 10. 17 (299704). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	195
Luftschraube mit einstellbaren Flügeln (315861). Emil Sohn, Berlin, Fichtestr. 22, Edgard Schumann, Berlin-Wilmersdorf, Homburgerstr. 27, und Carl Bestehorn, Berlin-Tempelhof, Berlinerstr. 4	195	Schmiervorrichtung für Umlaufmotoren (316612). Motorenfabrik Oberursel, A.-G., Oberursel i. T.	228
Luftschraube mit hohlen Flügeln (314462). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B.	219	Schraubenpropeller, insbesondere für Luftfahrzeuge (316198). Otto Westphal, Berlin, Schönhauser Allee 104.	227
Mehrdecker (316481). Hermann Schiedeck, Berlin, Motzstr. 38	228	Schwanzkufe für Luftfahrzeuge (309219). August Euler, Frankfurt a. M.	230
Mehrdeckerflugzeug (315282). Rumppler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	245	Schwimmer, insbesondere für Wasserflugzeuge (316391). Jakob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61	227
Mehrgängige Schraube (306440). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244	Schwimmkastenordnung an Aufschleppwagen für Wasserfahrzeuge, insbesondere für Flugboote (314618). Max Oertz, Hamburg	229
Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschine (316250). Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24.	227	Seilsicherung für Luftschiffwinden u. dgl. (314619). Hans Vech, Berlin.	230
Mehrzylindriger Verbrennungsmotor mit Drehschiebersteuerung; Zus. z. Pat. 296752 (315903). Dipl.-Ing. Heinrich C. Ahrens, Bremen, Dechanatstr. 1b	195	Seitensteuerfußhebel für Flugzeuge o. dgl. (316478). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Meßvorrichtung für Luftfahrzeug-Tragflächen (316639). Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin	228	Selbststeuerndes Flugzeug (316484). Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik Karl Bamberg, Berlin-Friedenau	228
Metallklammer für Flugzeugtragflächen (314456). Friedrich Graß, Berlin	219	Selbsttätige Sicherungsvorrichtung gegen das Trocken- und Heißgehen der Schmierstellen von schnelllaufenden Maschinen (317105). Julius Kremp, Rodaun, Niederösterreich; Vertr.: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW 11.	244
Motor zum Antrieb von Propellern (300189). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	244	Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl. (314517). Kalman Baron Pfeiffer, Wien	220
Motor zum Antrieb von Propellern; Zus. z. Pat. 300189 (301719). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	244	Selbsttätige Steuervorrichtung für unbemannte Fahrzeuge (Wasser- und Luftfahrzeuge) (317290). Robert Buhl, Dresden-Löbtau, Südstr. 42	244
		Sicherung für Zapfen, insbesondere Kolbenzapfen von Motor- kolben (316462). August Brunke, Charlottenburg, Goslarer- platz 2	228
		Sitz für Fahrzeuge, insbesondere Flugzeuge (316477). Berliner Metallindustrie, G. m. b. H., Berlin	228
		Sitzboot für Flugzeuge (315525). Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	194

	Seite		Seite
Spornlager für Flugzeuge (316894). Rumpler-Werke, G. m. b. H., in Lique, Berlin-Johannisthal	244	Verfahren zum Betriebe von Verbrennungskraftmaschinen (309226). Bauunternehmungen, G. m. b. H., Berlin	180
Stabilisierungseinrichtung für Flugzeuge (316483). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	228	Verfahren zum Bremsen von Kraftwagen mit Verbrennungskraftmaschinen (308507). Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen-Akt.-Ges.), Aachen	180
Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge (316637). Walter Druhm, Berlin, Bauhofstr. 2	228	Verfahren zum Entfernen von Feuchtigkeit aus Flugzeugteilen (314646). Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Cöpenick	228
Stahlbandbefestigung für Flugzeuge u. dgl. (316288). Nederlandsche Automobielen Vliegtuigfabriek "Trompenburg", Amsterdam, Holland; Vertr.: K. Osius, Pat.-Anw., Berlin SW 11	227	Verfahren zum Kühlen von Verbrennungsmotoren; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (304389). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	195
Stahlzylinder für Explosionsmotoren (298515). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim	194	Verfahren zum Kühlen von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (301305). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1	195
Steuerhebel für Flugzeuge (316480). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228	Verfahren zur Beeinflussung der Betriebsverhältnisse von Verbrennungsmotoren; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (307784). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	195
Steuerung für die Verwindungsklappen von Flugzeugen (316341). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	227	Verfahren zur Regelung des Brennstoffluftgemisches in Verbrennungskraftmaschinen (300667). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	194
Steuerung für Flugzeuge, bei der die Bewegung des Handknüppels auf zwei senkrecht zueinander liegende Wellen übertragen wird (316284). Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Johannisthal bei Berlin	227	Verfahren zur Fernsteuerung eines Gleiters von einem Luftfahrzeuge aus (310788). Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin	244
Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit fächerförmig angeordneten Arbeitszylindern (301787). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim	180	Verfahren zur Feststellung der Fluglage und Flugrichtung eines Luftfahrzeuges (298513). Oskar Meester, Berlin, Leipzigerstraße 110	180
Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit mehreren Zylindern (307656). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	180	Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen (316018). Hans Bonte, Karlsruhe, Bachstr. 21	218
Stielbefestigung für Luftfahrzeuge (295838). Albatros-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	245	Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303277). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1	195
Torpedo-Seeflugzeug (300678). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	230	Verspannung für die Querringe von Starrschiffen (314455). Reinhold Richter, Berlin-Friedenau	219
Torpedo-Seeflugzeug; Zus. z. Pat. 300678 (300679). Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha	229	Verteiler für Hochspannungszündvorrichtungen mit Überschlagstücken (316871). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	243
Tragfläche mit veränderlichem Stirnwiderstand (316434). Hermann Pauli, Münster i. Westf.	228	Verwindungsklappe für Flugzeuge (316197). Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	227
Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche (314516). Erich Kempe, Nürnberg	230	Vier- oder mehrzylindriger Verbrennungsmotor (316920). Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a	243
Tragflächenbefestigung an Flugzeugen (292726). Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Lindenthal bei Leipzig	231	Vorrichtung für Luftfahrzeuge; gelöscht am 21. 8. 19 (299136). Optische Anstalt C. P. Goerz, Akt.-Ges., Berlin-Friedenau	180
Tragflächenkühler für Flugzeugmotoren (301680). Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennisenstr. 21/22	227	Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen (317029). Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	244
Umsteuervorrichtung für Kolbenmaschinen (316613). Frankfurter Maschinenbau A.-G., vorm. Pokorny & Wittekind, Frankfurt a. M.	228	Vorrichtung zum Anlassen von Flugzeugmotoren (305541). Eduard Schnebel, Halberstadt, Spiegelstr. 51	228
Unterbrecher für elektrische Zündmaschinen von Motoren; Zus. z. Pat. 246227 (315445). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	194	Vorrichtung zum Anzeigen der Längs- und Seitenneigung von Fahrzeugen (307675). August Nagel, Stuttgart, Alte Weinsteige 14	180
Unterirdischer Luftschiffhafen (315761). Luise Jackstädt, Königsberg i. Pr., Roonstr. 12	195	Vorrichtung zum Bestimmen und Messen der Höhen, der Entfernungen und der Geschwindigkeiten von Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 299617; gelöscht am 22. 10. 18 (299618). Dr. Joseph Frings, Aachen, Rochusstr. 51	194
Ventilsteuerung für Brennstoffpumpen mit einem vom Pumpenkolben gesteuerten Saugventil (302522). Gebr. Körting, A.-G., Linden bei Hannover	244	Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen der beiderseitigen Tragflächen von Flugzeugen (316433). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Verbrennungskraftmaschine mit als Haube ausgebildetem Kühlmantel; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (303987). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	218	Vorrichtung zum Reinigen der Kontaktstücke bei Verteilern (316872). Anna Klapper, Frankfurt a. M., Blücherstraße 9	243
Verbrennungskraftmaschine mit umlaufenden Trommeln; Zus. z. Pat. 314185 (316116). Arvid Anderson Lind, Stockholm, Schweden; Vertr.: M. Abrahamson, Pat.-Anw., Berlin SW 47	218	Vorrichtung zum selbsttätigen Abwerfen von Sprengkörpern aus Flugzeugen (315894). Edmund Schmidt, Elberfeld, Schlieperstr. 15	195
Verbrennungsmotor, der sowohl im Zweitakt als auch im Viertakt gesteuert werden kann (299182). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	180	Vorrichtung zum Umsetzen einer geradlinigen Bewegung in eine kreisende, indem ein flüssiges oder gasförmiges Druckmittel, welches durch Kolbenpumpen in Umlauf gehalten wird, eine Turbine beaufschlagt (317019). William Behrmann, Hamburg, Hallerstr. 61	244
Verbrennungsmotor mit Kühlhaube; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden (305657). Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstr. 1	194	Vorrichtung zum Wiederaufrichten von nach vorn überkippenden Flugzeugen (316432). Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal	228
Verbundverbrennungskraftmaschine (316728). Aktiebolaget Wigelius Motorer, Göteborg, Schweden; Vertreter: W. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW 68	228	Vorrichtung zum Zuführen und Zerstäuben des Brennstoffes für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern; Zus. z. Pat. 301729 (310036). Max Bucherer, Berlin-Reinickendorf, Scharnweberstr. 108	194
Vereinigte Gas- und Dampfturbine; Zus. z. Pat. 315053 (310083). Albert Troedel, Berlin-Friedenau, Cranachstr. 11, und Max Stahl, Berlin, Koloniestr. 38	218	Vorrichtung zur Beobachtung des von einem Luftfahrzeug überflogenen Geländes (300004). Karl Wagner, Stuttgart, Landhausstr. 209, und Eduard Schollan, Stuttgart, Werastr. 109	195
Vereinigte Anlaß- und Brennstoffventil für Verbrennungskraftmaschinen (317192). Friedr. Krupp, Akt.-Ges., Germania-Werft, Kiel-Gaarden	244	Vorrichtung zur Brennstoffzuführung (305110). Otto Wensky, Berlin-Pankow, Hartwigstr. 107	194
Verfahren und Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen (303815). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim	228	Vorrichtung zur Einstellung von gegen den Flugzeugdampf schwenkbaren Flügeln (299679). Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin	227
Verfahren und Vorrichtungen zum Betrieb von Brennstoffturbinen mittels Hilfsflüssigkeiten (316420). Dipl.-Ing. M. Knörlein, Halle a. S., Ludwig Wuchererstr. 97	227		
Verfahren und Zylinder zur Erzeugung von Stickoxyd in Zweitakt-Gaskraftmaschinen (316677). Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen, Bez. Trier	228		
Verfahren zum Bergen und Zuwasserbringen von Flugzeugen (306449). Flugzeugwerft, G. m. b. H., Staaken bei Spandau	194		

Vorrichtung zur Erleichterung des Ankurbelns von Automobil- motoren (316874). Willy Stangl, München.	243	Demoll, Prof. Reinhard, Der Flug der Insekten und der Vögel Dieterich, Prof. Dr. Karl, Analyse der Braunkohlen- und Steinkohlenteeröle und ihrer Destillate und die Verwen- dung derselben für Motorzwecke	119 43, 135
Vorrichtung zur Erweckung des Eindrucks eines brennend abstürzenden Flugzeuges (314802). Karl Johann Busch, Berlin, und Fritz Schmitt, Berlin-Wilmersdorf.	245	Dieterich, Prof. Dr. Karl, Die Dracorubin- und Dracorubin-Ka- pillar-Probe als einfaches Hilfsmittel zur Kennzeichnung und Unterscheidung farbloser Flüssigkeiten in der pharma- zeutischen und chemischen Laboratoriumspraxis	43, 136
Vorrichtung zur Leistungsprüfung bei Bombenabwurfvorrich- tungen; Zus. z. Pat. 350110 (316584). Luftschiffbau Zep- pelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	228	Dragendorff, Prof. Dr. H., Westdeutschland zur Römerzeit	196
Vorrichtung zur Luftkühlung eines aus Verbrennungskraft- maschine und Dynamomaschine bestehenden Maschinen- satzes (316317). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	227	Duffing, Ing. Georg, Erzwungene Schwingungen bei veränder- licher Eigenfrequenz und ihre technische Bedeutung	164
Vorrichtung zur Regelung des Einblasedruckes bei Verbren- nungskraftmaschinen; gelöscht am 15. 10. 18 (301284). Gebr. Körting, Akt.-Ges., Linden bei Hannover	180	Fischer, Prof. Dr. Ferdinand, Chemisch-technologisches Rech- nen	44
Vorrichtung zur Regelung des Einblasedruckes bei Verbren- nungskraftmaschinen für Propellerantriebe bei Schiffen (308495). Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Unter- türkheim	180	Formanek, Dr. J., Benzin, Benzinersatzstoffe und Mineral- schmiermittel, ihre Untersuchung, Beurteilung und Ver- wendung	43
Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung der Kühlwirkung, ins- besondere für Verbrennungsmotoren (316676). Paul Belitz, Wittmar, Kr. Wolfenbüttel	228	Giesberts, J., Neudeutscher Parlamentarismus	16
Vorrichtung zur Verhütung des Überschlagens eines Flugzeuges beim Landen (316132). Wilhelm Rüther, Hannover	227	Haas, Prof. Dr. phil. Arthur, Einführung in die theoretische Physik mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme	43
Vorrichtung zur Verhütung von Funkenübergang an zer- rissenen Zündkabeln (316006). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	219	Hammel, Ziviling. Ludwig, Die Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung	72
Vorrichtung zur Zuführung von flüssigem Brennstoff (303934). Dr.-Ing. Wilhelm Stein, Charlottenburg, Mommsenstr. 19 Wasserflugzeug mit heb- und senkbaren Schwimmern (316640). Oskar Ursinus, Frankfurt a. M.	243	Hammel, Ing. Ludwig, Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete	164
Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. (315905). Fritz Gellert, Berlin, Chorinerstr. 33	195	Hedin, Sven, Jerusalem	43
Winter-Anlaufvorrichtung für Flugzeuge (314648). Gräfin Marie de Ressenier, München, Andreas Seisser, Langen- damm, Frau Paula Maier und Frau Berta Göppinger, München	228	Huhn, Was will Taylor	248
Zielvorrichtung für das Abwerfen von Geschossen aus Luft- fahrzeugen; umgeschrieben auf Julius Blanche, Berlin- Charlottenburg, Bismarckstr. 115 (306497). Richard Zimmermann, Hannover, Marienstr. 33	180	Imelmann, N. A., Zeitgemäße Ingenieurausbildung	135
Zündkerze (316924). Otto-Werke, G. m. b. H., München	243	Immmer, W., Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde	16, 247
Zündkerze für Explosionskraftmaschinen (316873). August Enders, G. m. b. H., Oberrahmede, Westf.	243	Isay, Dr. Hermann, Das juristische Denken und seine Be- deutung für die Erziehung des Technikers	196
Zündstromverteiler für Explosionsmotoren (307795). Dr. Max Strobel, Frankfurt a. M., Morgensternstr. 18	194	Knoblauch, Prof. Dr. Osc., und Dr.-Ing. K. Henky, Anleitung zu genauen technischen Temperaturmessungen mit Flüssig- keits- und elektrischen Thermometern	196
Zündungs- und Beleuchtungsschalter für Kraftfahrzeuge (315450). Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart	194	Kohl, Hermann, Der Flugmotor	43
Zusammenklappbare Leiter für Luftfahrzeuge (316692). Luft- schiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.	228	Kohl, Hermann, Lt. d. R., Der Flugmotor in seinen gebräuch- lichsten und neuesten Typen	135
Zusammenlegbarer Eindeckerdrachen (316435). Luftfahrzeug- bau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau	228	Koppe, Dr. jur., und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Kriegs- steuergesetze 1918	72
Zweitaktmotor (317103). Henri Gonthier, Lüttich, Belgien; Vertr.: C. v. Ossowski, Pat.-Anw., Berlin W 9	244	Kucharski, W., Strömungen einer reibungsfreien Flüssigkeit bei Rotation fester Körper	135
Zweitaktverpuffungsmaschine für flüssige Brennstoffe (317018). Schnellpressenfabrik Mödling vorm. L. Kaisers Söhne, Akt.-Ges., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61.	243	Kühn, W., Toleranzen, Passungen	119
Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen (298503). Daimler- Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Unter- türkheim	194	Lilienthal, J., Fabrikorganisation, Fabrikbuchführung und Selbstkostenberechnung	43
		Mache, Prof. Dr. H., Die Physik der Verbrennungserschei- nungen	120
		Mayer, Oblt., Die Schule des Flugtechnikers	43
		Meyer, Prof. Dr. Eduard, Die Heimstättenfrage im Lichte der Geschichte	120
		Meyer, Dr.-Ing. Georg J., Erfinden und Konstruieren	196
		Mendelssohn, W., Einführung in die Mathematik	43
		v. Mises, R., Fluglehre	248
		Modersohn, Dr.-Ing. Fritz, Die Regelung der Ölmaschinen	279
		Müller, Konrad, Obering., Flugmotoren	43
		Naumann, Dr. Friedrich, Der Weg zum Volksstaat	16
		Nimführ, Dr. Raimund, Mechanische und technische Grund- lage des Segelfluges	280
		Offermann, Lt. d. R., Die technischen Grundlagen des Riesen- flugzeuges für den Luftverkehr	196
		Peters, Oblt. d. R. Dr. Gust., Das Flugwesen vor und während des Weltkrieges	44
		Prochnow, Dr. Oskar, Die Zielgeräte der Feinde Deutschlands zum Bombenwurf aus Flugzeugen	43
		Reichert, Dr. J., Aus Deutschlands Waffenschmiede	120
		Reinglaß, Dr. P., Chemische Technologie der Legierungen.	247
		Schlomann, Ing., Alfred, Schlomann-Oldenbourgs Illustrierte Technische Wörterbücher in 6 Sprachen	279
		Schwarte, Generallt. Max, Die Technik im Landkriege	196
		Sievert, O., Wetterkunde	231
		Sinner, Dr.-Ing. Georg, Technisch-literarischer Führer: Be- triebswissenschaften	16
		Struck, Lt. d. R., Ernst, Im Fesselballon	43
		Thebis, Reinhold und J. Römmler, Instrumenten-Kunde des Fliegers	43, 135
		Vater, R., Die Dampfmaschine, I. und II. Teil	43
		Wagner, Prof. Dr. Paul, Grundfragen der allgemeinen Geo- logie	196
		Wallich, Dipl.-Ing., Forschungsstätten technischer Arbeit	280
		Wedding, F. W., Das Eisenhüttenwesen	16
		Weihe, Dipl.-Ing. Karl, Aus eigener Kraft	16
		Wilke, Dr.-Ing. Obering., Drehzahl- und Fahrt-Fernzeiger für Flugzeuge und Luftschiffe	43, 135
		Wilke, Dr.-Ing. Obering., Über die Abmessungen und die Bauart von Bremszäunen	279
		Wilke, W., Untersuchungen über Fliehkraft-Tachometer nach dem Drehpendelprinzip	43

Bücherbesprechungen.

Autoren.

Amboßstahl-Gesellschaft Mayer & Co., Adreßbuch für die Flugzeug- und Automobil-Industrie	43
Auerbach, Felix, Das Wesen der Materie	135
Baum, Ing. Albert, Industrielle Verwaltungstechnik	43, 164
Bendemann, Prof. Dr.-Ing. F., Luftschraubenuntersuchungen, Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonder- ausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie für 1913 und 1915	134
Busch, Ing. Hans, Handbuch für Flugzeugmonteure und Flug- zeugführer.	44
Cantzier, Kapok und seine Bedeutung	43
Cantzier, Was ist Stepp-Kapok für Militär, Zivil und Sport Colsmann & Maybach, Zeppeline, Maybachmotoren und Per- sius.	43
v. Dallwitz-Wegener, Dr. R., Über neue Wege zur Unter- suchung von Schmiermitteln	264
Damaschke, Adolf, Führende Stimmen zur Kriegerheim- stättenbewegung usw.	44

Bücherbesprechungen.

Autoren.

Amboßstahl-Gesellschaft Mayer & Co., Adreßbuch für die Flugzeug- und Automobil-Industrie	43
Auerbach, Felix, Das Wesen der Materie	135
Baum, Ing. Albert, Industrielle Verwaltungstechnik	43, 164
Bendemann, Prof. Dr.-Ing. F., Luftschraubenuntersuchungen, Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonder- ausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie für 1913 und 1915	134
Busch, Ing. Hans, Handbuch für Flugzeugmonteure und Flug- zeugführer	44
Cantzier, Kapok und seine Bedeutung	43
Cantzier, Was ist Stepp-Kapok für Militär, Zivil und Sport Colsmann & Maybach, Zeppeline, Maybachmotoren und Per- sius	43
v. Dallwitz-Wegener, Dr. R., Über neue Wege zur Unter- suchung von Schmiermitteln	264
Damaschke, Adolf, Führende Stimmen zur Kriegerheim- stättenbewegung usw.	44

	Seite
Wolff, Th., Über Motorlastwagen und deren Verwendung nach dem Kriege	72
Wolters, Dr. Albrecht, Luftverkehrsrecht	16
Worms, Patentanwalt Dr. R., Die Verwertung von Erfindungen	135
Zabel, Eugen, Deutsche Luftfahrt, Rückblicke und Ausblicke	116

Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

Abmessungen und die Bauart von Bremszäumen, Über die —. Dr.-Ing. W. Wilke	279
Adreßbuch für die Flugzeug- und Automobil-Industrie. Amboßstahl-Gesellschaft Mayer & Co.	43
Aluminiumwerke und die staatliche Elektrizitätsversorgung, Die deutschen —. Richard Tröger	196
Analyse der Braunkohlen- und Steinkohlenteeröle und ihrer Destillate und die Verwendung derselben für Motorzwecke. Prof. Dr. Karl Dieterich	135
Anleitung zu genauen technischen Temperaturmessungen mit Flüssigkeits- und elektrischen Thermometern. Dr. Osk. Knoblauch, Prof., und Dr.-Ing. K. Henky	196
Arbeitsgemeinschaft für staatsbürgerliche und wirtschaftliche Bildung, Die —	43
Arbeitsverhältnis im Jenaer Zeißwerk, Das —	43
Aufhebung der militärischen Bautenprüfung, Änderungen in der Bewirtschaftung von Baustoffen	112
Aus eigener Kraft. Dipl.-Ing. Carl Weihe	16
Bauwelt	44
Benzin, Benzinersatzstoffe und Mineralschmiermittel, ihre Untersuchung, Beurteilung und Verwendung. Dr. J. Formanek	43
Betrieb, Der —	43
Chemie der Brennstoffe, Die —. Trenkler	136
Chemisch-technologisches Rechnen. Prof. Dr. Ferdinand Fischer	44
Chemische Technologie der Legierungen. Dr. P. Reinglaß	247
Dampfmaschine, Die —. I. und II. Teil. R. Vater	43
Denken und seine Bedeutung für die Erziehung des Technikers, Das juristische —. Dr. Hermann Isay	196
Deutsche Luftfahrt, Rückblicke und Ausblicke. Eugen Zabel	116
Deutschlands Waffenschmiede, Aus —. Dr. J. Reichert	120
Dracorubin- und Dracorubin-Kapillar-Probe als einfaches Hilfsmittel zur Kennzeichnung und Unterscheidung farblos-er Flüssigkeiten in der pharmazeutischen und chemischen Laboratoriumspraxis, Die —. Prof. Dr. Karl Dieterich	136
Drehzahl- und Fahrt-Fernzeiger für Flugzeuge und Luftschiffe. Obering. Dr.-Ing. Wilke	135
Erfinden und Konstruieren. Dr.-Ing. Georg J. Meyer	196
Einführung in die Mathematik. W. Mendelssohn	43
Einführung in die theoretische Physik mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme. Prof. Dr. phil. Arthur Haas	43
Eisenhüttenwesen, Das —. F. W. Wedding	16
Erzwungene Schwingungen bei veränderlicher Eigenfrequenz und ihre technische Bedeutung. Georg Duffing, Ing.	164
Fabrikorganisation, Fabrikbuchführung und Selbstkostenberechnung. J. Lilienthal	43
Fesselballon, Im —. Lt. d. R. Ernst Struck	43
Fliegerkalender 1919	43
Flug der Insekten und der Vögel, Der —. Prof. Reinhard Demoll	119
Fluglehre, R. von Mises	248
Flugmotor, Der —. Hermann Kohl	43
Flugmotoren. Konrad Müller. Obering.	43
Flugmotor in seinen gebräuchlichsten und neuesten Typen, Der —. Lt. d. R. Hermann Kohl	135
Flugwesen vor und während des Weltkrieges, Das —. Oblt. d. R. Dr. Gust. Peters	44
Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde. W. Immler	247
Forschungstätten technischer Arbeit. Wallich, Dipl.-Ing.	280
Führende Stimmen zur Kriegerheimstättenbewegung usw. Adolf Damaschke	44
Gedeih oder Verderb?	43
Grundfragen der allgemeinen Geologie. Prof. Dr. Paul Wagner	196
Grundlagen des Riesenflugzeuges für den Luftverkehr, Die technischen —. Lt. d. R. Offermann	196
Güldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau	135
Handbuch der technisch-wissenschaftlichen und technisch-wirtschaftlichen Vereine und Verbände Deutschlands	119
Handbuch des Kaiserlichen Aero-Clubs 1918.	16
Handbuch für Flugzeugmonteure und Flugzeugführer. Ing. Hans Busch	44

Handbuch wirtschaftlicher Verbände und Vereine des Deutschen Reiches	43
Heimstättenfrage im Lichte der Geschichte, Die —. Prof. Dr. Eduard Meyer	120
Industrielle Verwaltungstechnik. Ing. Albert Baum	43
Instrumenten-Kunde des Fliegers. Reinhold Thebis und G. Römmler	164
Illustrierte Technische Wörterbücher in 6 Sprachen, Schlo-mann-Oldenbourgs —. Alfred Schlo-mann	43
Jahrbuch für das dreizehnte Geschäftsjahr 1919 der Ständigen Ausstellungskommission für die deutsche Industrie	279
Jahrbuch 1917/18.	44
Jahrbuch 1918 des Österreichischen Aero-Clubs	16
Jerusalem. Sven Hedin	43
Kapok und seine Bedeutung. Cantzler	43
Kriegssteuergesetz 1918. Dr. jur. Koppe und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen	72
Luftschaubenuntersuchungen, Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie für 1913 bis 1915. Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann	134
Luftverkehrsrecht. Dr. Albrecht Wolters	16
Mechanische und technische Grundlage des Seefluges. Dr. Raimund Nimführ	280
Motorlastwagen und deren Verwendung nach dem Kriege, Über —. Th. Wolff	72
Neudeutscher Parlamentarismus. J. Giesberts	16
Physik der Verbrennungserscheinungen, Die —. Prof. Dr. H. Mach	120
Regelung der Ölmaschinen. Dr.-Ing. Fritz Modersohn, Obering.	279
Sammlung der Rechtsbestimmungen des Reiches und der Bundesstaaten, Eine —	136
Schule des Flugtechnikers, Die —. Oblt. Mayer	43
Sonderheft der Technik für alle	43
Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung, Die —. Ziviling. Ludwig Hammel	72
Strömungen einer reibungsfreien Flüssigkeit bei Rotation fester Körper. W. Kucharski	135
Technik für alle	43
Technik für alle — Technik und Industrie	44
Technik im Landkriege, Die —. Generallt. Max Schwarte	196
Technisch-literarischer Führer: Betriebswissenschaften. Dr.-Ing. Georg Sinner	16
Technische Zentralbibliothek	136
Technischer Literatur-Kalender 1920	196
Toleranzen, Passungen. W. Kühn	119
Ukraine, Die —	16
Untersuchungen über Fliehkraft-Tachometer nach dem Drehpendelprinzip. W. Wilke	43
Verwertung von Erfindungen, Die —. Patentanwalt Dr. R. Worms	135
Was ist Stepp-Kapok für Militär, Zivil und Sport. Cantzler	43
Was will Taylor. Huhn	248
Weg zum Volksstaat, Der —. Dr. Friedrich Naumann	16
Wege zur Untersuchung von Schmiermitteln, Über neue —. Dr. R. von Dallwitz-Wegener	264
Weltflugnormen des JASB, Die —	134
Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Ing. Ludwig Hammel	164
Wesen der Materie, Das —. Felix Auerbach	135
Westdeutschland zur Römerzeit. Prof. Dr. H. Dragendorff	196
Wetterkunde, O. Sievert	231
Zeitgemäße Ingenieurausbildung. N. A. Imelmann	135
Zeppeline, Maybachmotoren und Persius. Colsmann & Maybach	43
Zielgeräte der Feinde Deutschlands zum Bombenwurf aus Flugzeugen, Die —. Dr. Oskar Prochnow	43

Illustrationen.

Abhängigkeit des Wertes. (Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen. P. Jaray.)	76
Abhängigkeit von der veränderten Motordrehzahl. (Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen. Dipl.-Ing. E. Kook.)	183
Ablesevorrichtung für die Ruderstellungen. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	238
Abmessungen des Dfw CV. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	238
Abstützung der Höhenflosse. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.)	85

	Seite		Seite
AEG G V. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	224	Dreiwegumlaufhahn, Prerauer & Scholz. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	30
Albatros-Schulflugzeug. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	188	Dreiwegumlaufhahn, Gebr. Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	29
Allgemeiner Fall. (Beanspruchung axial gedrückter, durch Einzellasten gebogener Stäbe. Dr.-Ing. Karl Arnstein.)	131	Dreiwegumlaufhahn, Rich. & Max Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	34
Anordnungseinzelheiten des Normalhahns. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	39	Dreiwegventil, G. Heyde. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	27
Anwendung auf die Flugtechnik. (Zur Zerstörungstheorie des Kreiselpendels. R. Grammel.)	11, 12	Durchbiegung. Fig. 1a, b. (Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. A. Pröll.)	121
Änderung der Seitenrudereinstellung bei Querrudermomenten. (Rudermoment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	251	Durchgangshahn, F. Achilles. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	36
Änderung der Seitenrudereinstellung bei Stielverstellung. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	252	Durchgangshahn, AEG. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	35
Änderung der wichtigsten Größen bei steigendem Verdichtungsverhältnis. (Über die Berechnung der Höhenmotoren. Dr.-Ing. Weißhaar.)	125	Durchgangshahn, F. W. Heutelbeck. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	31
Auf beliebig vielen Stützen ruhender Holm. (Zur Knickungsbiegung. Dipl.-Ing. A. Koenig.)	234	Durchgangshahn, G. Heyde. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	28
Auftriebskurve. (Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen. Dipl.-Ing. E. Kook.)	184	Durchgangshahn, Gebr. Jacob. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	30
Ausführung des Sportflugzeugs. Fig. 1 u. 2. (Das Sportflugzeug. Georg König.)	166	Durchgangshahn, Julius Pintsch. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	29
Auspuffseite. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	170	Durchgangshahn, Gebr. Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	28
Auspuffseite. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	191	Durchgangshahn, Gebr. Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	28
Ausstellungsräume Telefunken. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	70	Durchgangsschalter, Zeppelinwerke. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	33
Beliebige Fluglage. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	143	Durchgangsventil G. Heyde. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	27
Benzinbehälter. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	21	Durchgangsventil, Rich. & Max Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	34
Benzinschema für ein Einmotoren-Flugzeug. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	34	Effektiver Winkel. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	138
Beobachtungsraum des Versuchsflugzeuges. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	238	Eichung des Höhenruders im Gleitflug. Fig. 19 u. 22. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	252, 254
Bestimmung des Druckabfalls. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	22	Eichung des Höhenruders im Motorflug. Fig. 18 u. 21. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	252, 254
Bombenabwurfvorrichtung und Zielfernrohr. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.)	90	Eichung des Querruders im Gleitflug. Fig. 7 u. 9. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	240
Bremskurve. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	190	Eichung des Querruders im Motorflug. Fig. 6 u. 8. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	240
Bruch einer LVG-C V. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	225	Einfluß der Größe der Brennstoffdüse. Fig. 4 u. 5. (Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen. Dipl.-Ing. E. Kook.)	184
Capo d'Istria. Bild 2. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.) Heft 19	Tafel I	Einheits-Steigzeit: $t_1 = \frac{t}{N_1}$ und zugehörige Gipfelhöhe: Z_g . (Leistungsnachweis für Flugzeuge. Dipl.-Ing. L. Maurer.)	177
Caproni-Dreidecker. (Der Caproni-Dreidecker. R. Eisenlohr.)	266	Elementare Bezeichnungen. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	139
Der 300-PS-Selve-Flugmotor. (Hugo H. Kromer.)	174	Ellipsensegmente. Fig. 17—26. (Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Dr.-Ing. Otto Steinitz.)	129
Diagramme Fig. 21—24. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	150	Energiebedarf. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	145
Doppeldecker der D.F.W. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	188	Ergebnis. Fig. 4 u. 5. (Leistungsnachweis für Flugzeuge. Dipl.-Ing. L. Maurer.)	178
Doppelschalter, AEG. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	36	Ergebnisse der Messungen. Fig. 2—4. (Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	222, 223
Dreideckermessungen. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	141	Ergebnis der Eichung des Höhenruders. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	254
Dreistieliges Schulflugzeug. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	187	Ergebnis der Eichung des Querruders. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	241
Dreiweghahn, F. Achilles. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	36	Ergebnis der Umrechnung der Polare. (Leistungsnachweis für Flugzeuge. Dipl.-Ing. L. Maurer.)	178
Dreiweghahn, F. W. Heutelbeck. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	32	Ermittlung der Höhenkurve über der Luftdichte. (Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen. P. Jaray.)	79
Dreiweghahn, G. Heyde. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	28	Eulersche Sicherheit. (Zur Berechnung der Holme von Einstielern. Dr.-Ing. Dr. Lewe.)	110
Dreiweghahn, Gebr. Jacob. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	31	F. T. Sendestationen. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	69
Dreiweghahn, Julius Pintsch. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	29	F. T. Station nach dem neuesten System der ungedämpften Schwingungen mittels Kathodenröhren. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	70
Dreiweghahn, Prerauer & Scholz. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	36	Feldmoment eines Stabes. (Zur Knickungsbiegung. Dipl.-Ing. A. König.)	234
Dreiweghahn, Gebr. Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	28		
Dreiweghahn, Rich. & Max Rost. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	34		
Dreiwegumlaufhahn, F. Achilles. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	36		
Dreiwegumlaufhahn, F. W. Heutelbeck. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	32		
Dreiwegumlaufhahn, Gebr. Jacob. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	31		
Dreiwegumlaufhahn, Julius Pintsch. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	30		

	Seite		Seite
Feste Antennen unter Benutzung der Tragflächen. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	69	Kurven gleicher innerer Höchstbeanspruchung. (Über die Berechnung der Höhenmotoren. Dr.-Ing. Weißhaar.)	126
Flächenbelastung konstant. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	147	Lagerstücke. (Der italienische 6-Zylinder 160-PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	270
Flügelbeanspruchungsmesser. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	216	Längsschnitt durch die Meßnabe. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	208
Flügelprofil. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	139	Letztes Schulflugzeug der L. V. G. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	188
Fokker DV II. (Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	221	Luftpumpe des 150—160 PS Isotta-Fraschini-Motors. (Der italienische 6-Zylinder 160-PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	271
Führung der Frisch- und Abgase. Fig. 6 u. 7. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	191, 193	Luftwiderstand. Fig. 1 u. 2. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	137, 138
Gedämpfte Bewegungen des Kreisel. (Zur Zerstörungstheorie des Kreiselpendels. R. Grammel.)	7, 8, 10	LVG-B III. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	242
Gehäuse der Ölpumpe des 150—160-PS-Isotta-Fraschini-Motors. (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	260	M. V. A. 357. Fig. 6a, b, c. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	104, 105
Gesamtanordnung am Flugzeug. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen am Flugzeug. O. Enoch.)	209	M. V. A. 358. Fig. 7a, b, c. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	106, 107
Geschwindigkeits- und Beschleunigungskurven der Ventile. Fig. 15 u. 16. (Der 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	230, 256	Mathematisch einfach bestimmbare Querschnitte. Fig. 1—7. (Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Dr.-Ing. Otto Steinitz.)	128
Gewichte konstant. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	147	Meßdosenträger. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	209
Gotha-GL VII. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	277	Meßnabe von vorne aufgenommen. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	210
Graphisches Rechenblatt für Flugzeugrechnungen. (Prof. Dr. H. von Sanden.)	18	Meßnabenflüge. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	213, 214
Größe des Drehmomentes beim Motorflug und Gleitflug. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	250	Messungen der Göttinger Versuchsanstalt. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	141
Grundrißfigur. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	203	Mittelteil des Caproni-Dreideckers. (Der Caproni-Dreidecker. R. Eisenlohr.)	206
H. W. F. 355. Fig. 4a, b, c. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	100, 101	Momentenkurve. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	94
H. W. F. 356. Fig. 5a, b, c. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	102, 103	Momentenpunkt. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	94
Haupt- und Stoßfahrgestell. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.)	88	Motoren. Fig. 19 u. 20. (Der italienische 6-Zylinder-150-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	257
Heimatsflugzeug der Germania-Flugzeugwerke. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	189	Motorgehäuse. Fig. 21 u. 23. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	258
Hin- und Rückflug. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	203	N. C.-Kurven. (Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. A. Pröll.)	124
Höhenatmungsgerät. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	263	Näherungsformel. (Zur Berechnung von Tragflächenholmen. Müller-Breslau.)	198
Höhenflosse und Höhenruder. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.)	85	Nockenwelle, Schwinghebel und Einzelheiten. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	200
Höhenkurve. (Über die Berechnung der Höhenmotoren. Dr.-Ing. Weißhaar.)	126	Normal-Dreiweghahn. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	39
Höhensteuer. (Flugbeanspruchung beim Abfangen. Ing. Leo Kirste.)	168	Normal-Dreiwegumlaufhahn. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	39
Höhenversuche. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	190	Normal-Durchgangshahn. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	39
Hohlprofile. Fig. 38—39. (Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Dr.-Ing. Otto Steinitz.)	130	Ölpumpe. Fig. 25 u. 26. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	259
Hohlwellenstücke. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	193	Ölumlauflauf des Isotta-Fraschini-Flugmotors. (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	259
Hubraumvergrößerung. (Über die Berechnung der Höhenmotoren. Dr.-Ing. Weißhaar.)	127	Passagier-Flugzeug. (Ein neuartiges See-R-Flugzeug. Ing. R. Zschach.)	113, 272, 273
Innenteile des 150—160-PS-Isotta-Fraschini-Motors. (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	260	Polarkurve. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	140
Instrumententisch. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	209	Profilmessungen in Zugkraftkurven. Fig. 11 u. 12. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	141
Isotta-Fraschini-Steuerung. Fig. 17 u. 18. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	256	Profiluntersuchungen. (Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen. P. Jaray.)	73
Jeza-Gebiet. Bild 3. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	Tafel I	Prüfstand-Ergebnisse. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	175
K. W. W. 354. Fig. 3a, b, c, 8. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	98, 99, 108	Querruderausschläge bei Verstellung der Stiele während des Gleitfluges. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	251
Knoten. (Über die Anwendung des Knotens im Flugzeugbau. Dipl.-Ing. Ludwig Grüter.)	267, 268, 269	Querruderausschläge bei Verstellung der Stiele während des Motorfluges. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	251
Konstante C_g der Gipfelhöhengleichung. (Leistungsnachweis für Flugzeuge. Dipl.-Ing. L. Maurer.)	177	Rahmenantennen. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	70
Kreissegmente. Fig. 8—16. (Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Dr.-Ing. Otto Steinitz.)	128, 129	Reihenbild. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	202
Kuppelungshülse. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	259	Rückansicht. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	171
Kurven. (Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. A. Pröll.)	122	Rumpler-C I. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	217
Kurven. Fig. 11 u. 12. (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	250	Schätzungsweise Bemessung von T im „Falle A“. (Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. A. Pröll.)	123
		Schmierpumpe. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	172

	Seite		Seite
Schmiersystem. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	173	Ventilerhebungsdiagramme. Fig. 1 u. 12. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	206
Schmierung der Steuerungsteile. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Viktor Quittner.)	89	Vergaser. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	191
Schnitt durch den 300-PS-Selve-Motor. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	171	Vergaserseite. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	170
Schnitt durch den Nockenwellen-Magnet- und Pumpenantrieb. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	172	Vergleich der Steigversuche. Fig. 5 u. 6. (Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	223, 224
Schwinghebel. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	193	Vergleich zwischen Fokker, Junkers und AEG D I Profil. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	141
Seegroßflugzeug. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	217	Vergrößerung der Standlinie. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	203
Seitenansicht der Meßnabe. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	208	Verkehrsflugzeug Hawa 3c. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	215
Seitenflosse und Seitenruder. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.)	86	Versuchsanordnung für die großen Flächen. (Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.)	96
Seitenrumpfe. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.)	84	Versuchsflugzeug (schräg von hinten). (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	238
Seitliche Abdichtung der Flächen zur Herstellung einer ebenen Strömung. (Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt für Aerodynamik.)	96	Versuchsflugzeug (schräg von vorne). (Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Dipl.-Ing. V. Heidelberg.)	238
Sende- und Empfangseinrichtungen in Flugzeugen. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	69	Vertikale Steuerwelle. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	261
Sichelprofile. Fig. 27—37. (Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Dr.-Ing. Otto Steinitz.)	129, 130	Vorderansicht der Meßnabe. (Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. O. Enoch.)	208
Sinus des Gleitwinkels. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	145	Wasserpumpe des Isotta-Fraschini-Motors. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	271
Sonderfall. Fig. 2, 3, 4. (Beanspruchung axial gedrückter, durch Einzellasten gebogener Stäbe. Dr.-Ing. Karl Arnstein.)	131, 132	Wertung der Undichtigkeit. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	22
Sporn und Fahrgestell des Caproni-Dreideckers. Der Caproni-Dreidecker. R. Eisenlohr.)	267	Wolkendecke. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	277
Spritzwand des Flugzeuges. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	21	Zentralarmatur für ein Einmotoren-Flugzeug. (Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Marinebaurat W. Laudahn.)	33
Staakener R-Flugzeug. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	217, 277	Zugkraftdiagramm. (Das Sportflugzeug. Georg König.)	167
Staakener R-Typ. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	277	Zugkraftkurve. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	140
Stationstyp. (Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Ansbert Vorreiter.)	69	Zugkraftkurve und Polarkurve. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	140
Steigkurve. (Ein neuartiges See-R-Flugzeug. Ing. R. Zschach.)	114	Zündapparate. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	270
Steuerhebel und Nockenform. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	257	Zündschaltung durch eine besondere Hebelanordnung des Caproni-Doppeldeckers. (Bemerkung zum Aufsatz: Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Leo Kirste.)	40
Steuerseilführung. (Der italienische Caproni-Doppeldecker. Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.)	87	Zusammensetzung der Kurve. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	141
Steuerwellengehäuse mit Einzelheiten. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Flugmotor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	207	Zustandskurve. (Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. A. Pröll.)	123
Stirnansicht. (Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Hugo H. Kromer.)	171	Zweistieliger Doppeldecker. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	241
Systemskizze des Caproni-Dreideckers. (Der Caproni-Dreidecker. R. Eisenlohr.)	266	Zylinder. (Der italienische 6-Zylinder-160-PS-Isotta-Fraschini-Motor. Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	191
Tangente des mathematischen Steigwinkels. Fig. 3 u. 4. (Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen. P. Jaray.)	77	Zylinder des Isotta-Fraschini-Motors, 150—160 PS. (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	192, 205
Tragfläche konstant. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	148		
Typischer Bruch. (Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. E. Meyer.)	189		
Typtreue Umformung. (Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Georg König.)	147		
Überdeckung. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	201		
Übersichtsplan eines Flugplatzes als Beispiel. (Die Aufgaben des Reichsluftamtes. August Euler.)	65		
Umrißdaten des Sportflugzeuges. Fig. 3—5. (Das Sportflugzeug. Georg König.)	167		
Ungedämpfte Bewegungen des Kreisels. (Zur Zerstörungstheorie des Kreiselpendels. R. Grammel.)	2, 3, 4, 5, 6		
Vallone-Tal. Bild I. (Stereophotographie vom Flugzeug aus. W. Klemperer.)	Tafel I		
Ventile samt Details des 150—160-PS-Isotta-Fraschini-Motors. (Dipl.-Ing. Alfred Staribacher.)	235		

Tafelbeilagen.

	Heft
Klemperer, W., Stereophotographie vom Flugzeug aus (Tafel I)	19

Luftfahrt-Rundschau.

	Nr.
Beilage Heft 17/18	1
Beilage Heft 19	2
Beilage Heft 20	3
Beilage Heft 21	4
Beilage Heft 22	5
Beilage Heft 23/24	6

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin. NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER**

Luftverkehrs-Gesellschaft Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen Hochschule Stuttgart

Proj. Dr. **BERSON**

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. **A. BETZ**

Göttingen

H. BOYKOW
Linien-Schiff-Leutnant a. D., Friedenan-Berlin, z. Z. Pola

Dr. **R. EMDEN**

Prof. an der Kgl. Universität München

Dr. **E. EVERLING**

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Privatdozent an der Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. **S. FINSTERWALDER**

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule München

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. **W. HOFF**

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr. **N. JOUKOWSKY**
Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen Hochschule Wien

Prof. Dr. **v. MISES**

Strasbourg, z. Z. Wien, K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**

Warnemünde

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**

Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. **A. PRÖLL**

Professor an der Technischen Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER**

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. **H. REISSNER**

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat **F. ROMBERG**

Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Ing. **JOHN ROZENDAAL**

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **SCHAFFRAN**

Vorstand der Schiffbau-Abt. der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin

Dr. **W. SCHLINK**

Professor an der Großherzoglich. Techn. Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. **SEPPELER**

Berlin

FRHR. **V. SODEN-FRAUNHOFEN**

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. **O. STEINITZ**

Berlin

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

25. Januar 1919.

Heft 1 und 2.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16 —, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee«.

INHALT:

Zur Störungstheorie des Kreiselpendels. Von R. Grammel. S. 1.
Aufgaben des Reichsluftamts. S. 12.
Patentschau. S. 15. — Bücher-Besprechungen. S. 16.

Nachtrag zum Aufsatz: »Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes«. S. 16.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 16.

Zur Störungstheorie des Kreiselpendels.

Von R. Grammel.

Einleitung.

Kreiselpendel, d. h. Kreisel, die nicht in ihrem Schwerpunkt, sondern in irgendeinem andern Punkt ihrer Symmetriachse (Figurenachse) allseitig drehbar aufgehängt sind, finden seit langer Zeit die mannigfachste Anwendung, wo es sich darum handelt, auf bewegten Fahrzeugen und neuerdings insbesondere in Flugzeugen künstliche Lotlinien, Horizonte, Neigungsmesser, Stabilisatoren zu schaffen¹⁾. Allen diesen Mechanismen liegt die folgende Tatsache zugrunde: Die Bewegung der Figurenachse eines solchen Kreisels bei festgehaltenem oder gleichförmig bewegtem Aufhängepunkte besteht nach der strengen Kreiseltheorie aus einer regulären Präzession um die Lotlinie samt darübergelagerten Nutationen; diese letzteren sind um so unbedeutender und gegen die Präzession vernachlässigbarer, je rascher der Kreisel sich um seine Figurenachse dreht, d. h. je mehr er als ein sog. schneller Kreisel anzusprechen ist. Um so langsamer vollzieht

sich aber dann andererseits auch der Präzessionsumlauf. Wird der Aufhängepunkt unregelmäßig bewegt, etwa hin und her oder im Kreise herumgeführt, so schwankt zwar auch die Achse der Präzession: sie ist in diesem Falle nicht mehr die wirkliche Lotlinie, sondern die scheinbare, d. h. die Resultante aus Schwerebeschleunigung g und negativer Bahnbeschleunigung $-b$ des Aufhängepunktes. Aber diese Schwankungen werden sich, falls sie im Vergleich mit der Präzessionsgeschwindigkeit rasch erfolgen, im ganzen herausmitteln: der schnelle Kreisel vollzieht bei rasch schwankenden Bewegungen der scheinbaren Lotlinie eine mehr oder weniger stark gestörte Präzession um die wahre Lotlinie, er vermag diese mithin auch im schwankenden Fahrzeug mehr oder weniger genau anzuzeigen.

Wir stellen uns hier die Aufgabe, diese Störungen zu berechnen. Dabei seien von vornherein Fehler von der Größenordnung der Nutationen zugelassen. Die hierfür nötige Voraussetzung, daß der Kreisel ein schneller sei, ist bei allen Anwendungen des Kreiselpendels gut erfüllt. Anders ausgedrückt heißt dies: der Vektor des Dralls (des zur plötzlichen Erzeugung der augenblicklichen Bewegung nötigen Drehstoßes) hat zur Hauptkomponente den in die Figurenachse fallenden Eigendrall des Kreisels, und alle anderen, von Präzession und Nutation herrührenden Drallkomponenten sind so klein, daß wir sie gegen den Eigendrall vernachlässigen können, gleichgültig, ob wir ihnen die kleinen Drallkomponenten der cardanischen Ringe, in denen der Kreisel aufgehängt sein mag,

¹⁾ Genannt seien nur: an älteren Konstruktionen die Schlingerindikatoren von Seron (1752), Troughton, Paris (1867), Frahm, das Podium von Tower, der Stabilisator von Maxim (1891), der Horizont von Fleuriats (1886), der Stabilisator von Regnard (1910); an modernen Konstruktionen der Fliegerhorizont von Anschütz & Co.

hinzufügen oder nicht. Unsere Vereinbarung über die zulässigen Fehler erlaubt uns also, einerseits die Aufhängevorrichtung als masselos anzusehen und andererseits die Figurenachse mit dem Vektor des Dralls zu verwechseln. Verfolgen wir die Wanderung des Drallvektors im Raum, so ist uns mithin auch die Lage der Figurenachse bekannt: sie ist diesem Vektor stets aufs engste benachbart, sie umzittert ihn sozusagen in mikroskopisch kleinen Nutationen.

Dies ist der Grundgedanke der folgenden Überlegungen.

§ 1. Ungedämpfte Bewegungen des Kreisels.

Wir tragen den Vektor \mathfrak{D} des Dralls vom Aufhängepunkt aus mit solchem Pfeil an, daß Pfeilrichtung und Drehsinn eine Rechtsschraube bilden. (Diese Regel soll für alle weiteren axialen Vektoren, insbesondere für die sogleich auftretenden Momente der äußeren Kräfte, beibehalten werden.) Dann nennen wir den Kiesel rechts- oder linksdrehend, je nachdem der Vektor \mathfrak{D} in der Figurenachse vom Aufhängepunkt A nach dem Schwerpunkt S hin oder umgekehrt gerichtet ist. Die Bewegung sowohl des Kreiselschwerpunkts wie des Endpunkts von \mathfrak{D} beobachten wir insbesondere in der Projektion auf eine horizontale Grundrißebene (Fig. 1). In dieser wählen

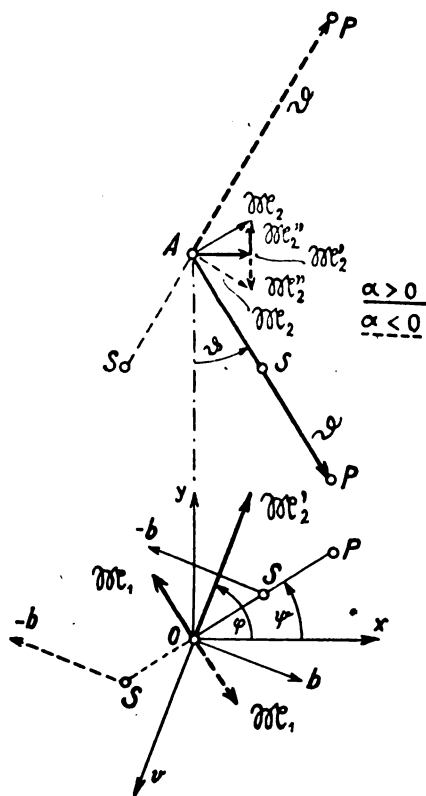


Fig. 1.

wir den Bildpunkt O des Aufhängepunktes A zum Ursprung eines rechtwinkligen und eines Polarkoordinatensystems, und der Endpunkt P von \mathfrak{D} , kurz der Bildpunkt des Dralls genannt, besitze dann die Koordinaten x, y oder auch r, ψ . Deren Abhängigkeit von der Zeit haben wir aufzusuchen.

Hierzu bedarf es der Kenntnis der Momente aller äußeren Kräfte, bezogen auf den Aufhängepunkt A .

Das Moment \mathfrak{M}_1 der in S angreifenden Schwerkraft mg hat den Betrag

$$\mathfrak{M}_1 = a m g \sin \vartheta,$$

wobei m die Kieselmasse, $a = AS$ die positiv gerechnete Exzentrizität des Schwerpunkts und ϑ den Neigungswinkel des Drallvektors gegen die Lotlinie bedeutet. Bei rechtsdrehendem Kiesel (dieser Fall ist in der Fig. 1 ausgezogen dargestellt; der linksdrehende Fall ist dort gestrichelt angedeutet) hat der Vektor \mathfrak{M}_1 die Richtung des um 90° im Gegenzeigersinne gedrehten Fahrstrahls r ; bei linksdrehendem Kiesel, wo die x, y -Koordinaten von S und diejenigen von P entgegengesetztes Vorzeichen haben, ist \mathfrak{M}_1 umgekehrt gerichtet. Es wird der Einfachheit halber angenommen, daß der Massen-

mittelpunkt der Aufhängevorrichtung (der cardanischen Ringe) sich in A befindet.

Gegen die als horizontal vorausgesetzte Beschleunigung b des Aufhängepunktes A , deren Vektor in den Fahrstrahl $\varphi - \frac{\pi}{2}$ falle, wo φ ein beliebiges Azimut ist, widersetzt sich die Kreiselmasse mit einer im Schwerpunkt angreifenden, entgegengesetzt gerichteten Trägheitskraft mb , die mit dem Hebelarm

$$a' = a \sqrt{1 - \sin^2 \vartheta \sin^2 (\varphi - \psi)}$$

das Moment

$$\mathfrak{M}_2 = a' b m$$

erzeugt. Dieses Moment besitzt eine Horizontalkomponente in der Richtung des Fahrstrahls φ

$$\mathfrak{M}_2' = a' b m \cdot \frac{a \cos \vartheta}{a'}$$

und außerdem eine Vertikalkomponente

$$\mathfrak{M}_2'' = a' b m \cdot \frac{a \sin \vartheta \cos (\varphi - \psi)}{a'},$$

die nach oben positiv gerechnet werden muß, wenn der Kiesel rechtsdrehend ist, sonst nach unten.

Weitere Momente haben wir zunächst nicht, insofern wir vorläufig von dämpfenden Widerständen absehen.

Nach dem Impulssatz der Mechanik gibt die Vektorsumme $\Sigma \mathfrak{M}$ dieser Momente in jedem Zeitelement dt den Drehstoß $\Sigma \mathfrak{M} dt$ an, der zu dem vorhandenen Drallvektor in diesem Zeitelement zu addieren ist; infolgedessen bedeutet $\Sigma \mathfrak{M}$ der Größe und Richtung nach die Geschwindigkeit, mit der sich der Endpunkt des Drallvektors im Raume bewegt.

Wir mögen weiterhin den Winkel ϑ als kleine Größe voraussetzen, in der Erwägung, daß dies die Vorbedingung für die Brauchbarkeit des Kreisels ist. Dann bleibt sicher \mathfrak{M}_2'' klein gegen \mathfrak{M}_2' , und zwar bedeutet \mathfrak{M}_2'' im wesentlichen eine pulsatorische Änderung der Länge des Drallvektors; da wir diese Länge bei unserem schnellen Kiesel als groß ansehen müssen, so haben solche Änderungen um so weniger zu besagen, als geeignete Antriebsvorrichtungen den Drall \mathfrak{D} des Kreisels seiner Größe nach unveränderlich zu halten streben. Hiernach dürfen wir \mathfrak{M}_2'' unbedenklich streichen, und haben dann lediglich die horizontale Wanderung des Bildpunktes P des Dralls unter dem Einfluß der Momente

$$\mathfrak{M}_1 \approx a m g \vartheta$$

$$\mathfrak{M}_2' \approx a m b$$

zu untersuchen, und es bedarf keiner weitläufigen Begründung dafür, daß \mathfrak{M}_1 , obwohl von gleicher Größenordnung wie \mathfrak{M}_2'' , keineswegs vernachlässigbar ist.

Ersetzen wir noch ϑ durch r vermittelt

$$\vartheta = \frac{r}{\mathfrak{D}} \quad (1)$$

und führen mit dem axialen Trägheitshalbmesser k und der Eigendrehgeschwindigkeit ν des Kreisels die Abkürzungen

$$\alpha = \frac{a m g}{\mathfrak{D}} = \frac{a g}{k^2 \nu} \quad (2)$$

$$p = a m b \quad (3)$$

ein, so findet der Impulssatz nach Fig. 1 seinen Ausdruck in den beiden Gleichungen für die Radial- und Tangentialgeschwindigkeit des Punktes $P(r, \psi)$

$$\frac{dr}{dt} = p \cos (\varphi - \psi) \quad (4)$$

$$r \frac{d\psi}{dt} = \alpha r + p \sin (\varphi - \psi) \quad (5)$$

Aus der zweiten Gleichung geht die Bedeutung von α sofort hervor, wenn man $p = 0$ setzt: α ist die Winkelgeschwindigkeit der Präzession des ungestörten Kreisels und, wie wir gleich bemerken wollen, immer eine kleine Zahl, insofern der Präzessionsumlauf mehrere Minuten zu dauern pflegt. Rechts- und linksdrehender Kiesel unterscheiden sich weiterhin durch positiven und negativen Wert von α , je nach dem Vorzeichen von ν .

Die Bewegung der Figurenachse ist bei rechtsdrehendem Kreisel durch die Bewegung des Bildpunkts (r, ψ) des Dralls dargestellt, bei linksdrehendem Kreisel durch die Bewegung des dazu diametralen Punktes ($-r, \psi$), des Gegenbildpunktes des Dralls.

Die simultanen Gleichungen (4) u. (5), in denen p und q als Funktionen der Zeit gegeben gedacht sind, lassen sich leicht integrieren. Man multipliziert am zweckmäßigsten die erste mit e^{iat} , die zweite mit $i e^{iat}$, addiert beide und führt die komplexe Veränderliche

$$z = x + iy = r e^{i\psi} \quad (6)$$

ein; so kommt als Differentialgleichung der Bewegung

$$\frac{dz}{dt} = i a z + p e^{iat}, \quad (7)$$

deren allgemeines Integral

$$z = e^{iat} \left(A + \int_0^t p e^{i(\gamma - at)} dt \right) \quad (8)$$

lautet. Es sei angenommen, daß die Störung zur Zeit $t = 0$ mit $r = 0$ beginne; dann ist

$$A = 0$$

zu setzen.

Wir erörtern drei praktisch wichtige Fälle.

1. Um von vornherein den Fehler abschätzen zu können, der durch die in M_1 und M_2 begangenen Vernachlässigungen bedingt wird, wählen wir zuerst einen Fall, von dem auch die strenge Lösung bekannt ist. Der Aufhängepunkt werde mit konstanter Beschleunigung in der positiven x -Richtung bewegt. Dann sind p und q von der Zeit unabhängig, und man hat nach (8) mit $\varphi = \frac{\pi}{2}$, $e^{i\frac{\pi}{2}} = i$

$$z = \frac{p}{a} (e^{iat} - 1).$$

Führt man eine neue komplexe Veränderliche durch

$$z + \frac{p}{a} = \zeta = \varrho e^{i\sigma}$$

ein, so kommt

$$\varrho \cdot e^{i\sigma} = \frac{p}{a} \cdot e^{iat},$$

also durch Vergleichen

$$\varrho = \frac{p}{a} \quad (9)$$

$$\sigma = at \quad (10)$$

Die Deutung ist einfach:

Der Bildpunkt des Dralls beschreibt mit der Winkelgeschwindigkeit a einen Kreis vom Radius p/a und Mittelpunkt $\zeta = 0$ oder $x_0 = -p/a$, $y_0 = 0$.

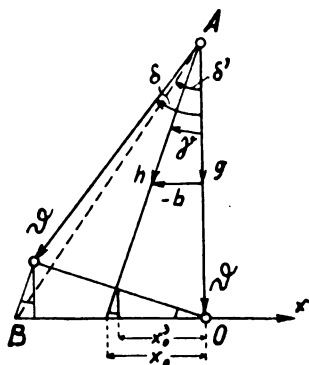


Fig. 2.

Für diesen Fall kennen wir aber auch die genaue Lösung für beliebig große Winkel δ : die Figurenachse beschreibt um die scheinbare Lotlinie h (Fig. 2) einen Kreiskegel, der die wahre Lotlinie AO als Erzeugende enthält. Ist

$$\gamma = \arctg \frac{b}{g}$$

der Öffnungswinkel dieses Kegels, so durchläuft mithin die Projektion des Endpunktes von \mathfrak{D} in der x, y -Ebene eine Ellipse mit dem Mittelpunkt

$$x_0' = \mathfrak{D} \sin \gamma \cos \gamma = \mathfrak{D} \frac{b}{g} \cos^2 \gamma = \frac{p}{a} \cos^2 \gamma$$

oder

$$x_0' = x_0 \cos^2 \gamma$$

$$y_0' = y_0 = 0$$

und den Halbachsen

$$\varrho_x = \frac{p}{a} \cos^2 \gamma = \varrho \cos^2 \gamma$$

$$\varrho_y = \frac{p}{a} \cos \gamma = \varrho \cos \gamma.$$

Hiernach läßt sich der Fehler der angenäherten Lösung leicht abschätzen: er ist in dem Maße klein, als der Bruch b^2/g^2 gegen die Einheit vernachlässigt werden kann. Dies ist bei Fahrzeugen fast stets, bei Flugzeugen wenigstens in der Regel (bei großen Flugzeugen immer) bis auf einige Hundertstel der Fall.

Jedes Bedenken schwindet, sobald wir den Sachverhalt so ausdrücken: Die größte Auslenkung der Figurenachse ist in Wirklichkeit gleich

$$\delta = 2 \arctg \frac{b}{g},$$

nach der angenäherten Rechnung aber gleich

$$\delta' = \arctg \frac{2|x_0|}{\mathfrak{D}} = \arctg \frac{2b}{g}.$$

Entwickelt man beidesmal nach Potenzen von b/g , so findet man

$$\delta - \delta' = 2 \left(\frac{b}{g} \right)^3 - \dots$$

Der eigentliche Fehler ist also nur von der dritten Ordnung in b/g .

Wir vermuten, daß er bei den weiterhin zu behandelnden periodisch schwankenden Beschleunigungen wegen des Richtungswechsels der scheinbaren Lotlinie noch geringfügiger sein wird.

2. Als zweiten Fall nehmen wir an, der Aufhängepunkt mache eine Schwingung in der Richtung der x -Achse derart, daß

$$p = p_0 \sin \beta t \quad (11)$$

sei, wo β die Schwingungsfrequenz bedeutet, p_0 aber eine Konstante ist.

Behält man die Anfangsbedingung $z = 0$ für $t = 0$, also $A = 0$ bei, was dem Fall entspricht, daß vor dem Zeitpunkt $t = 0$ noch keine Schwingung bestand und der Kreisel sich in der Mittellage befand, so kommt nach (8) mit $\varphi = \pi/2$, falls β von a verschieden ist,

$$z = \frac{p_0}{\beta^2 - a^2} (a \sin \beta t - i \beta \cos \beta t + i \beta e^{iat}).$$

Wir trennen Reelles und Imaginäres und haben als Lösung

$$x = \frac{p_0}{\beta^2 - a^2} (a \sin \beta t - \beta \sin at) \quad (12)$$

$$y = \frac{p_0 \beta}{\beta^2 - a^2} (\cos at - \cos \beta t) \quad (13)$$

Diese Gleichungen bedeuten eine Schwingung, die man sich als unmittelbare Verallgemeinerung einer Epitrochoidenbewegung so veranschaulichen kann:

Der Bildpunkt des Dralls bewegt sich auf einem Kreis vom Radius

$$r_v = \frac{p_0 \beta}{|\beta^2 - a^2|}$$

mit der Winkelgeschwindigkeit a , während der Kreismittelpunkt auf einer Ellipse mit den in den Koordinatenachsen liegenden Halbachsen

$$r_x = \frac{p_0 a}{|\beta^2 - a^2|} \quad r_y = \frac{p_0 \beta}{|\beta^2 - a^2|}$$

derart wandert, daß seine zugehörige exzentrische Anomalie die Winkelgeschwindigkeit β besitzt¹⁾.

Zur Verdeutlichung ist in Fig. 3 die Kurve mit äquidistanten Zeitpunkten für den Fall $a = \pi/10$, $\beta = \pi/4$ ge-

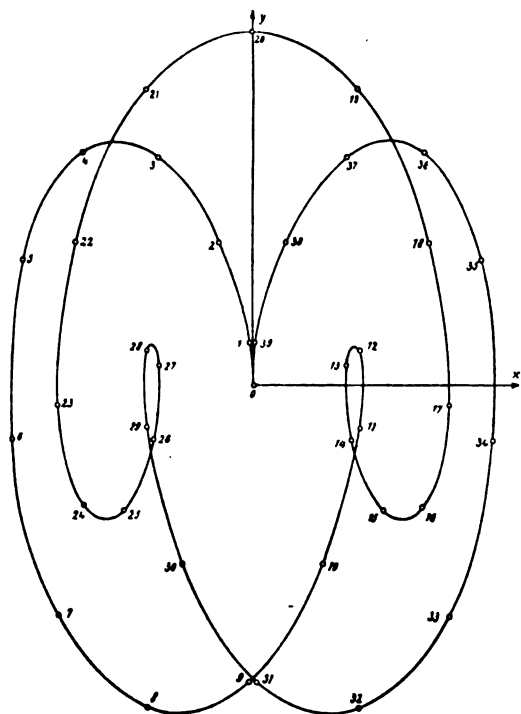


Fig. 3.

zeichnet, wogegen Fig. 4 die Einhüllende der ganzen Bahn für inkommensurable Werte von a und β zeigt.

Die Ellipse kann als der Ort der mittleren Auslenkung angesehen werden. Die überhaupt größte Auslenkung kommt in der positiven oder negativen y -Richtung vor, nämlich wenn

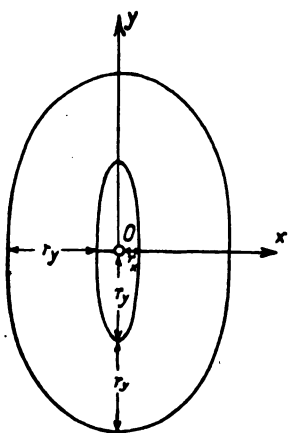


Fig. 4.

gleichzeitig von den beiden Zahlen at und βt die eine ein gerades, die andere ein ungerades Vielfache von π ist, was zwar für bestimmte Werte von a und β nicht notwendig eintreten muß, für inkommensurable aber sicher irgend einmal eintreten wird, so daß praktisch jedenfalls mit diesen Ausschlägen zu rechnen ist, deren Absolutwert

$$y_{\text{extr.}} = \frac{2 p_0 \beta}{\beta^2 - a^2} \quad (14)$$

beträgt.

Ordnet man dem Wert p_0 die »Amplitude« b_0 der Beschleunigung zu, indem man analog zu (3)

$$p_0 = a m b_0 \quad (15)$$

¹⁾ Bei anders gewählten Anfangsbedingungen würde der Radius und die Phase der Kreisbewegung sich ändern, die Ellipsenbewegung aber unverändert bleiben.

setzt, so kann man nach (14) mit (2) und (3) den größten Ausschlagwinkel der Figurenaxe in der Form schreiben

$$\vartheta_{\text{max}} = \left| \frac{y_{\text{extr.}}}{\mathfrak{D}} \right| = \frac{2 b_0}{\varepsilon} \left| \frac{a \beta}{\beta^2 - a^2} \right| \quad (16)$$

und an Hand der Fig. 5 den Sachverhalt so aussprechen:

Der größtmögliche Ausschlag bleibt um so kleiner, je kleiner die Amplitude b_0 der Beschleunigung ist, ferner je mehr die Frequenz β der Be-

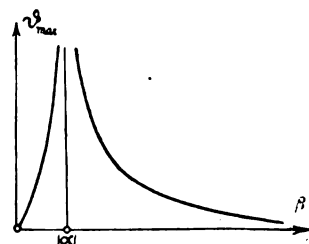


Fig. 5.

schleunigung sich von der Präzessionsgeschwindigkeit $|a|$ nach oben oder nach unten hin entfernt, d. h. je weniger die natürliche Präzession in Resonanz mit der Störung ist, und endlich in dem praktisch wichtigsten Falle $\beta > |a|$, je kleiner die Präzessionsgeschwindigkeit $|a|$ an sich gewählt wird.

Tritt jedoch Resonanz zwischen $|a|$ und β ein, so hat man die Lösungen (12) und (13), die nun die Form unbestimmter Ausdrücke $0/0$ annehmen, in bekannter Weise zu behandeln und erhält

$$x = \frac{p_0}{2} \left(t \cos \beta t - \frac{1}{\beta} \sin \beta t \right) \quad (17)$$

$$y = \frac{p_0}{2} t \sin \beta t \quad (18)$$

Auch hier ist die Deutung einfach:

Bei Resonanz bewegt sich der Bildpunkt des Dralls mit der Winkelgeschwindigkeit β auf einer archimedischen Spirale, deren Mittelpunkt eine harmonische Schwingung von der Amplitude $p_0/2\beta$ und von der Frequenz β auf der x -Achse um den Nullpunkt vollzieht.

Von der Bahn des Bildpunkts gibt Fig. 6 eine Darstellung.

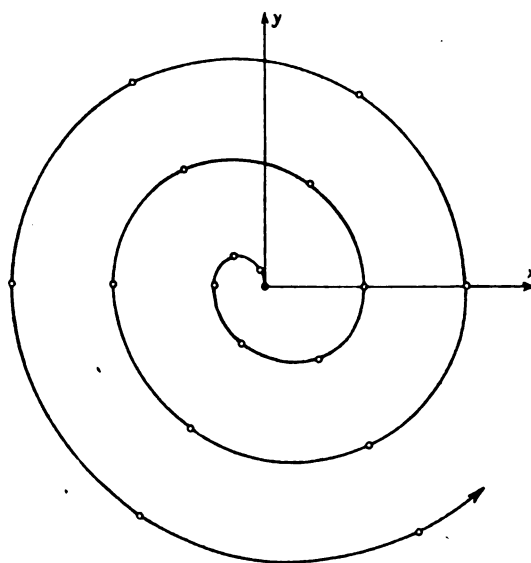


Fig. 6.

Die unbeschränkte Zunahme des Fahrstrahls steht mit unserer ursprünglichen Voraussetzung kleiner Winkel ϑ im Widerspruch und besagt daher nur:

Im Falle der Resonanz verliert die Figurenaxe ihre anfänglich lotrechte Orientierung vollständig; der Kreisel vermag die Lotlinie jetzt nicht mehr dauernd anzuzeigen.

Man kann diese Resonanz verhüten, wenn man dafür sorgt, daß die Präzessionsgeschwindigkeit $|\alpha|$ hinreichend klein wird, indem man nach (2) den Drall \mathfrak{D} möglichst groß, die Exzentrizität a aber so klein wählt, als es die unvermeidlichen Reibungskräfte in den Lagern erlauben. (Das statische Moment der Schwere amg muß so groß gegenüber den Momenten \mathfrak{M}_R der Reibung sein, daß die angenähert durch

$$\vartheta_0 = \frac{\mathfrak{M}_R}{amg}$$

gegebene Ruhelage des Kreisels merklich in die Lotlinie fällt.)

Wenn dann nämlich β ebenso klein wie $|\alpha|$ wird, so kann man die rechten Seiten von (17) und (18) nach Potenzen von β entwickeln und die Entwicklungen nach den quadratischen Gliedern abbrechen. Man erhält so

$$x = -\frac{p_0 \beta^2 t^2}{6} \dots \dots \dots (19)$$

$$y = \frac{p_0 \beta t^2}{2}, \dots \dots \dots (20)$$

wonach der Ausschlag für kleine β nur langsam zunimmt. Das Zustandekommen merklicher Resonanz setzt aber voraus, daß eine nicht zu geringe Zahl vollständig synchroner Schwingungen b aufeinander folgt; dies wird um so unwahrscheinlicher, je kleiner deren Frequenz β ist, und somit genügt es, zur Verhütung der Resonanz in Wirklichkeit, daß man $|\alpha|$ kleiner als solche Werte von β wählt, bei denen noch eine längere harmonische Schwingung b überhaupt zu erwarten ist.

Bei einem Präzessionsumlauf von mehreren Minuten läßt sich Resonanz des Kreisels gegenüber periodischen Störungen der betrachteten Art sicher vermeiden.

Ein noch wirksameres Mittel gegen Resonanz werden wir später in der Dämpfung kennen lernen.

3. Der dritte Fall betrifft die Bewegung des Aufhängepunktes auf einem Kreise mit der Bahngeschwindigkeit v und der Winkelgeschwindigkeit ω . Und zwar soll der Vektor v in den Bezeichnungen von Fig. 1 das Azimut $\varphi + \pi$ besitzen, und ω sei positiv oder negativ, je nachdem der Kreismittelpunkt für einen in der Richtung v blickenden Beobachter zur Linken oder zur Rechten liegt, so daß also

$$\varphi = \omega t \dots \dots \dots (21)$$

wird, wenn wir ω als konstant voraussetzen. Es gehört hier nach (umgekehrt wie bei α hinsichtlich der Eigendrehung des Kreisels) zu positivem ω eine Linkskurve, zu negativem eine Rechtskurve.

Die auf den Kreisel wirkende Zentrifugalbeschleunigung ist

$$-b = -\omega v,$$

womit nach (3)

$$p = am\omega v \dots \dots \dots (22)$$

wird.

Hiernach kommt statt (8) mit $A = 0$

$$z = p e^{i\omega t} \int_0^t e^{i(\omega - \alpha)t} dt \dots \dots \dots (23)$$

oder, falls wir zunächst ω größer als α voraussetzen,

$$z = -\frac{ip}{\omega - \alpha} (e^{i\omega t} - e^{i\alpha t}).$$

Wir gehen sogleich zu Polarkoordinaten $z = re^{i\psi}$ über und ziehen rechter Hand den Faktor

$$e^{i\frac{\omega + \alpha}{2}t}$$

vor die Klammer, so daß in dieser der Ausdruck

$$e^{i\frac{\omega - \alpha}{2}t} - e^{-i\frac{\omega - \alpha}{2}t} \equiv 2i \sin \frac{\omega - \alpha}{2} t$$

übrig bleibt. So kommt

$$r \cdot e^{i\psi} = \frac{2p}{\omega - \alpha} \sin \frac{\omega - \alpha}{2} t \cdot e^{i\frac{\omega + \alpha}{2}t}.$$

Der Vergleich beider Seiten gibt die endgültige Lösung

$$r = \frac{2p}{\omega - \alpha} \sin \frac{\omega - \alpha}{2} t \dots \dots \dots (24)$$

$$\psi = \frac{\omega + \alpha}{2} t \dots \dots \dots (25)$$

Zur Deutung dieses Ergebnisses denken wir uns nach Fig. 7 eine Epitrochoide dadurch erzeugt, daß auf einem

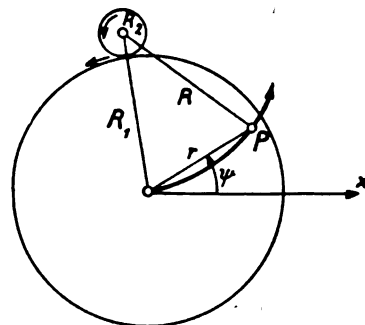


Fig. 7.

festen Kreis vom Halbmesser R_1 ein beweglicher vom Halbmesser R_2 so abrollt, daß sein Mittelpunkt die Winkelgeschwindigkeit $-\alpha$ besitzt. Trägt der bewegliche Kreis in der Entfernung $R = R_1 + R_2$ von seinem Mittelpunkt einen Punkt $P(r, \psi)$, so sind dessen Polarkoordinaten

$$r = 2(R_1 + R_2) \sin \frac{R_1}{R_2} \frac{\alpha}{2} t$$

$$\psi = \alpha t \left(1 + \frac{R_1}{2R_2} \right),$$

und man kann diese Bewegung mit der vorigen zur Deckung bringen durch die Vorschrift, daß

$$R_1 = \frac{p}{\omega} \dots \dots \dots (26)$$

$$R_2 = \frac{p}{\omega} \cdot \frac{\alpha}{\omega - \alpha} \dots \dots \dots (27)$$

sein soll.

Der Bildpunkt des Dralls vollführt mithin eine ganz spezielle Epitrochoidenbewegung.

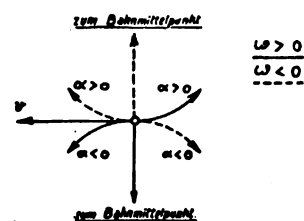


Fig. 8.

Den Beginn der Epitrochoide zeigt Fig. 8 für die verschiedenen Vorzeichen von ω und α ; dabei ist für negative α der Gegenbildpunkt $(-r, \psi)$ des Dralls genommen.

Die ganze Epitrochoide ist eingehüllt von dem Nullpunktskreise mit dem Halbmesser

$$r_{\max} = 2|R| = \left| \frac{2p}{\omega - \alpha} \right| \dots \dots \dots (28)$$

so daß also nach (22) mit (2) und (3) der größte Ausschlagwinkel der Figurenachse durch

$$\vartheta_{\max} = \frac{r_{\max}}{|\mathfrak{D}|} = \frac{2v}{g} \left| \frac{\alpha\omega}{\omega - \alpha} \right| \dots \dots \dots (29)$$

gegeben wird. An Hand der Fig. 9 läßt sich der Sachverhalt so aussprechen:

Der größtmögliche Ausschlag bleibt um so kleiner, je kleiner bei ungleichzeitigen Werten von α und ω der Betrag der Winkelgeschwindigkeit ω , d. h. die Krümmung der Kreisbahn ist, je mehr bei

gleichzeitigen Werten von α und ω der Betrag der Winkelgeschwindigkeit ω sich von der Präzessionsgeschwindigkeit $|\alpha|$ nach oben oder nach unten hin entfernt, d. h. je weniger die natürliche Präzession dann in Resonanz mit der Kreisbewegung ist, und

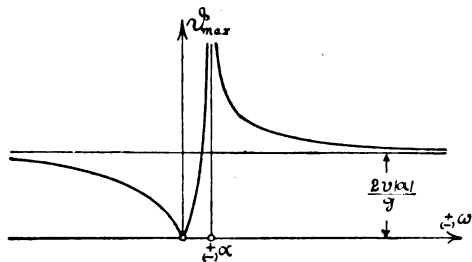


Fig. 9.

ferner für den praktisch wichtigsten Fall, daß ω nicht in dem engen Intervall zwischen 0 und α eingeschlossen ist, je kleiner die Präzessionsgeschwindigkeit $|\alpha|$ an sich gewählt wird.

Insbesondere beachte man, daß r_{max} bei festen Absolutwerten von α und ω den kleineren oder größeren Betrag annimmt, je nachdem α und ω von ungleichem oder von gleichem Vorzeichen sind. Da positives α einem Rechtskreisel, positives ω aber einer Linkskurve zugehört, so besagt dies:

Wenn die Kurve im Sinne der Kreiseldrehung durchlaufen wird, so sind die Störungen kleiner, als wenn sie in entgegengesetztem Sinne durchlaufen wird.

Ist $|\omega|$ sehr groß gegen $|\alpha|$ — und dieser Fall ist meist gerade der wichtigste — und beschränkt man sich außerdem auf einen Zeitabschnitt, in welchem von dem natürlichen Präzessionsumlauf nur ein unmerklich kleiner Teil durchschritten wird, wogegen immerhin mehrere Umläufe des Aufhängepunktes durchgemessen werden, so darf man außerdem $\alpha t = 0$ setzen und hat dann, indem man am zweckmäßigsten auf (23) zurückgeht,

$$z = -i a m v (e^{i \omega t} - 1).$$

Wir führen ähnlich wie früher eine neue komplexe Veränderliche

$$z - i a m v = \zeta = \rho e^{i \sigma}$$

ein und haben mit $-i = e^{\frac{3\pi i}{2}}$

$$\rho \cdot e^{i \sigma} = a m v \cdot e^{i \left(\frac{3\pi}{2} + \omega t \right)},$$

d. h.:

$$\rho = a m v \quad \dots \quad (30)$$

$$\sigma = \omega t + \frac{3\pi}{2} \quad \dots \quad (31)$$

Der Bildpunkt des Dralls beschreibt mit der Winkelgeschwindigkeit ω einen die x -Achse berührenden Kreis um den Punkt $x_0 = 0, y_0 = a m v$.

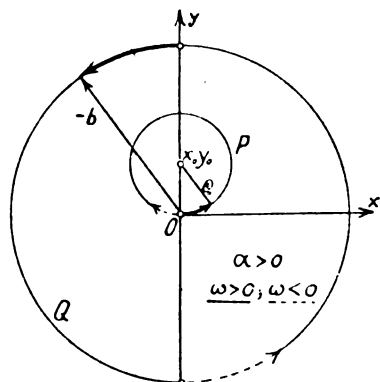


Fig. 10.

In Wirklichkeit steht dieser Kreis nicht völlig still, sondern sein Mittelpunkt vollzieht langsam die natürliche Präzessionsdrehung.

Das Ergebnis hat große formale Ähnlichkeit mit dem Fall 1 konstanter Beschleunigung des Aufhängepunktes. Aber das Verhalten gegenüber der scheinbaren Lotlinie ist in beiden Fällen durchaus verschieden. Dort beschrieb die Figurenaxe eine Präzession um die sich parallelbleibende scheinbare Lotlinie. Hier drehen sich die scheinbare Lotlinie und die Figurenaxe synchron und gleichsinnig, wie dies Fig. 10 für $\alpha > 0$ andeutet, worin P die Bahn des Bildpunktes des Dralls, Q diejenige des Durchstoßungspunktes der scheinbaren Lotlinie mit der x, y -Ebene bedeutet. Außerdem ist der Öffnungswinkel γ der Präzession hier nicht, wie dort, vom Drall unabhängig, vielmehr wird er sehr angenähert dargestellt durch

$$\gamma = \left| \frac{\rho}{\zeta} \right| = \frac{v}{g} |\alpha| \quad \dots \quad (32)$$

Es ist bemerkenswert, daß γ nur von der Geschwindigkeit $|\alpha|$ der natürlichen Präzession, nicht aber von ω , d. h. von der Bahnkrümmung, abhängt.

Auch die Wanderung der Figurenaxe im Raum ist leicht anzugeben. Man hat zu beachten, daß sich der Nullpunkt unseres Koordinatensystems auf einem Kreise mit der Geschwindigkeit v , in der Richtung der negativen x -Achse beginnend, bewegt, wobei die Azimutwinkel ψ erhalten bleiben.

Die Figurenaxe beschreibt im Raum einen Kegel und ist dabei nach dem Äußeren oder Inneren des Bahnkreises geneigt, je nachdem dieser im Sinne der Kreiseldrehung durchlaufen wird oder im entgegengesetzten (Fig. 11a u. 11b).

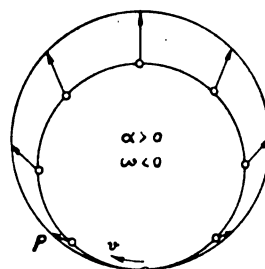


Fig. 11a.

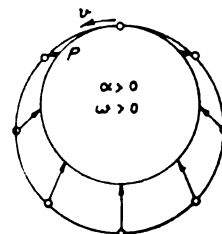


Fig. 11b.

Daß sich die Figurenaxe unter Umständen entgegen der Zentrifugalkraft nach innen neigt, ist überraschend. Man bestätigt dieses Ergebnis aber auch im allgemeinen Falle beliebiger ω . Kehrt man nämlich zu den Gleichungen (24) u. (25) zurück, so folgt daraus die Bewegung des Punktes r, ψ , bezogen auf einen mit dem Fahrzeug wandernden, in der Richtung des Vektors v blickenden Beobachter, indem man vom Azimut φ dasjenige φ abzieht. Da $\varphi = \omega t$ ist, so lauten die neuen Gleichungen für das System des Beobachters

$$r' = 2 a m v \frac{\omega}{\omega - \alpha} \sin \frac{\omega - \alpha}{2} t \quad \dots \quad (33)$$

$$\psi' = - \frac{\omega - \alpha}{2} t, \quad \dots \quad (34)$$

und das bedeutet für $|\omega| > |\alpha|$, gleichviel ob ω positiv oder negativ ist, bei rechtsdrehendem Kreisel einen zur Linken, bei linksdrehendem Kreisel mit $-r'$ statt r' einen zur Rechten des Beobachters liegenden Kreis (Fig. 12), der mit der gleichförmigen Winkelgeschwindigkeit $\omega - \alpha$ durchlaufen wird und

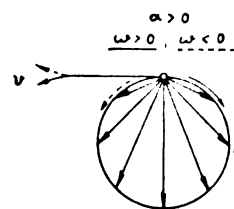


Fig. 12.

mithin, wie eine kurze Überlegung zeigt, auf der konvexen oder konkaven Seite der Bahn liegt, je nachdem α und ω ungleiches oder gleiches Vorzeichen haben.

Resonanz tritt ein, sobald $\omega = \alpha$ ist, also praktisch bei recht geringen Winkelgeschwindigkeiten. Wir greifen am besten auf das Integral (23) zurück, das dann

$$z = pt \cdot e^{i\omega t}$$

oder

$$r = pt = amv\omega t = amv \cdot \varphi \dots \dots \dots (35)$$

$$\psi = \omega t = \varphi \dots \dots \dots (36)$$

ergibt.

Der Endpunkt des Dralls beschreibt eine archimedische Spirale, welche die x -Achse im Nullpunkte berührt.

Vom Standpunkt des mitfahrenden Beobachters hat man statt (35) und (36)

$$r' = amv\omega t \dots \dots \dots (37)$$

$$\psi' = 0 \dots \dots \dots (38)$$

Die Figurenachse wird weiter und weiter nach der Richtung des Vektors $-v$, d. h. nach hinten, ausgelenkt.

Natürlich besagt auch hier das Ergebnis, wie unter 2., nichts weiter, als daß im Falle der Resonanz die Figurenachse ihre Orientierung mehr und mehr verlieren muß, immerhin aber nach (37) wegen der Kleinheit von $\omega = \alpha$ sehr langsam. Auch diese Resonanz wird demnach praktisch insofern bedeutungslos bleiben, als ω nie so lange auf dem konstanten Wert α beharrt, bis r' auf sehr große Werte gestiegen ist.

Es mag betont werden, daß nichts dergleichen für $\omega = -\alpha$ sich ereignet:

Resonanz kann überhaupt nur dann eintreten, wenn Bahndrehung und Kreisdrehung entgegengesetzten Sinn besitzen.

Es ist vielleicht nicht überflüssig, hinzuzufügen, daß in den angeschriebenen Formeln auch der Fall enthalten ist, daß der Aufhängepunkt von der geraden Bewegung aus einen Kreisbogen von 90° bzw. von 180° beschreibt und dann in der neuen Richtung wieder geradlinig weiterbewegt wird, wie es einer halben bzw. ganzen Wendung entspricht. Beschränken wir uns der Einfachheit halber gleich auf den Fall, daß $|\omega|$ groß gegen $|\alpha|$ sei, so können wir den Sachverhalt so aussprechen:

Die Figurenachse beschreibt während der Wendung einen Viertel- bzw. Halbkegel der vorhin geschilderten Art mit der Winkelgeschwindigkeit ω und dann mit der so erreichten Öffnung während des geraden Weiterflugs den Kegel der natürlichen Präzession mit der Winkelgeschwindigkeit α , und zwar ist diese Öffnung gleich

$$\vartheta = \frac{\sqrt{2} amv}{|\mathcal{D}|} = \frac{v\sqrt{2}}{g} |\alpha|$$

bzw.

$$\vartheta = \frac{2 amv}{|\mathcal{D}|} = \frac{2v}{g} |\alpha|.$$

Daß beispielsweise bei einer raschen vollen Wendung der Bildpunkt des Dralls um die Strecke $2amv$ senkrecht zur ursprünglichen Bewegungsrichtung verschoben wird, kann man auch ganz unmittelbar einsehen. Es ist nämlich hierbei $2v$ das Zeitintegral der Beschleunigung, mithin $2amv$ das Zeitintegral des auf den Kreisel wirkenden Moments; dieses aber gibt nach dem Impulssatz gerade die erreichte Verschiebung des Drallendpunktes an.

§ 2. Gedämpfte Bewegungen des Kreisels.

Bei den wirklich verwendeten Kreiselpendeln tritt zu den Momenten \mathcal{M}_1 und \mathcal{M}_2 der Schwerkraft und der Störung noch ein in der Regel nicht unbedeutendes Moment hinzu. Dieses rührt von den unvermeidlichen Widerständen, namentlich aber von den Dämpfungsmechanismen her, deren geeigneter Durchbildung man große Sorgfalt zuzuwenden pflegt. Im Gebrauch sind im wesentlichen nur zwei Systeme: Luftdämpfung und Öldämpfung. Wir wollen sie der Reihe nach untersuchen.

A. Die Luftdämpfung wirkt folgendermaßen: Der eingekapselte Kreisel schleudert Luft durch eine Reihe gleich-

mäßig am Kapselumfang verteilter, etwa nach abwärts gerichteter Düsen. Vor den Düsen liegen, an Pendeln befestigt, wagerechte Scheiben, die einen Schlitz besitzen, welcher im ungestörten Falle den Düsenmund freigibt. Die Pendel haben geringe träge Masse, und ihre etwa auftretenden Schwingungen sind rasch gedämpft, so daß man annehmen kann, daß sie, fast ohne nachzuhinken, alle Bewegungen der scheinbaren Lotlinie mitmachen, soweit sie dazu kinematisch überhaupt imstande sind. Sobald die scheinbare Lotlinie gegen die Figurenachse geneigt ist, schieben sich die Pendelscheiben in solcher Weise vor die Düsen, daß von zwei gegenüberliegenden Düsen die eine offen bleibt, die andere sich dagegen teilweise schließt.

In Fig. 13, die für einen rechtsdrehenden Kreisel gilt, bedeutet A_1, A_2 die Figurenachse des im Gehäuse B einge-

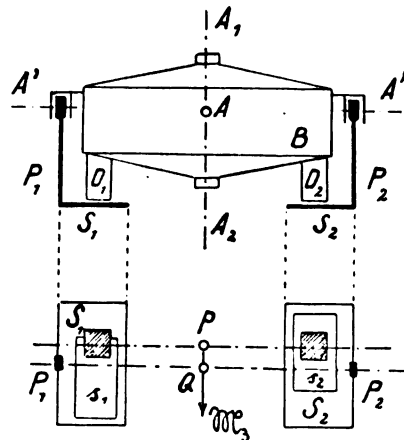


Fig. 13.

schlossenen Kreisels. D_1 und D_2 sind zwei gegenüberliegende Düsen; ihre Öffnungen sind in der Grundrißskizze schraffiert. P_1 und P_2 sind die um die Achsen A' und A'' schwingenden Pendel, und S_1 und S_2 die Verschiebscheiben mit den Schlitzöffnungen s_1 und s_2 . Endlich bedeutet P den Bildpunkt des Dralls und Q den Durchstoßungspunkt der scheinbaren Lotlinie mit der als Grundrißebene gewählten x, y -Ebene. Die Reaktionskräfte der durch die Düsen austretenden Luftströme sind angenähert lotrecht, falls wir uns wieder auf kleine Ausschläge beschränken. In der Figur ist die linke Kraft geringer als die rechte, da die linke Düse teilweise geschlossen ist. Die Differenz der Kräfte gibt bezüglich des Aufhängepunktes A ein Moment \mathcal{M}_3 , das von P nach Q gerichtet ist, gleichgültig, ob Q vor oder hinter P liegt. Die Größe des Momentes ist abhängig von der Entfernung PQ ; und falls, wie beispielsweise bei quadratischem Düsenquerschnitt, die verdeckte Fläche des einen Düsenmundes proportional mit der relativen Auslenkung PQ ist, so können wir auch \mathcal{M}_3 unmittelbar proportional mit PQ setzen. An dieser Annahme mögen wir der Einfachheit halber festhalten.

Es ist klar, daß die beiden Düsen und Pendel nur relative Verschiebungskomponenten PQ in der einen Richtung berücksichtigen. Um auch die darauf senkrechten Komponenten zu fassen, bedarf es mindestens noch zweier weiterer um 90° bzw. 60° , 45° usw. gegen die beiden ersten versetzter Düsen und Pendel. Wenn in Wirklichkeit trotzdem in der Regel nur zwei Düsen vorhanden sind, so liegt das daran, daß die Luftdämpfung mit einer Öldämpfung, die auf die anderen Verschiebungskomponenten wirkt, gekoppelt ist. Wir setzen hier, wo es sich um die Theorie der reinen Luftdämpfung handelt, mindestens vier Düsen voraus. Mit andern Worten, wir nehmen an, daß auch bei beliebiger Richtung des Vektors PQ ein in diese Richtung fallendes, mit der Länge von PQ proportionales Dämpfungsmoment \mathcal{M}_3 erzeugt werde.

Man macht sich übrigens leicht klar, daß, damit dies der Fall sei, bei einem linksdrehenden Kreisel die Stellungen der Schlitzöffnungen s_1 und s_2 in der Fig. 13 miteinander zu vertauschen sind.

Wir ergänzen jetzt Fig. 1 dahin, daß wir darin Q und \mathcal{M}_3 eintragen (Fig. 14). Der Eindeutigkeit wegen müssen wir festsetzen, daß die x, y -Ebene unter- oder oberhalb dem Auf-

Der größte Ausschlag ist bei raschen Schwingungen mit oder ohne Dämpfung kleiner, je nachdem $\sqrt{1 + \varepsilon^2/\alpha^2} \leq 2$ ist, d. h. je nachdem

$$t_0 \leq \frac{\log \text{nat } 2}{2\pi\sqrt{3}} t_1 \approx \frac{t_1}{16} \quad (55)$$

ist, wo t_0 die Halbwertszeit, t_1 die Dauer eines natürlichen Präzessionsumlaufs bedeutet.

Dieses Ergebnis überrascht zunächst, wird aber sogleich verständlich, wenn man bedenkt, daß der Mechanismus der Luftdämpfung das Bestreben hat, die Figurenachse nicht etwa nach der wirklichen Lotlinie, sondern nach der scheinbaren hinzuziehen; daß er also unter Umständen sehr wohl die Wirkung der Störung zu erhöhen vermag.

Der Fall sehr kleiner Werte von β , d. h. sehr langsamer Schwingungen, läßt sich kürzer erledigen. Zunächst stellen wir fest:

Resonanz ist bei Dämpfung unmöglich.

Denn der Nenner $\beta^2 + (\varepsilon - \alpha i)^2$ in (50) und (51) hat keine reelle Nullstelle.

Die asymptotische Bewegung ist jetzt nach (51) angenähert durch

$$z_\infty = -\frac{p_0}{\alpha} \sin \beta t \quad (56)$$

dargestellt, was eben besagt:

Die Figurenachse stellt sich bei sehr langsamen Schwingungen schließlich in die scheinbare Lotlinie ein und macht deren Schwankungen mit.

Würden wir das zweite Glied der Klammer in (51) nicht glattweg streichen, so ergäbe sich ein kleines Nachhinken der Figurenachse, die dann überdies nicht die ebene Pendelbewegung der scheinbaren Lotlinie ausführt, sondern einen dazu eng benachbarten flachen elliptischen Kegel beschreibt.

3. Schließlich werde der Aufhängepunkt auf einem Kreise bewegt. Wir setzen wieder p konstant und $\varphi = \omega t$ und haben nach (46) mit $A = 0$

$$z = \frac{p}{\alpha} \frac{\alpha + \varepsilon i}{\varepsilon + i(\omega - \alpha)} (e^{i\omega t} - e^{-\varepsilon t} e^{i\alpha t}). \quad (57)$$

Auch hier richten wir unser Augenmerk auf die asymptotische Bewegung, indem wir vermuten, daß die wirkliche Bewegung einen Übergang aus einer Epizykloidenbewegung der früher geschilderten Art in die nun zu beschreibende asymptotische Bewegung bildet. Wir haben statt (57), indem wir gleichzeitig den Nenner reell machen,

$$z_\infty = \frac{p}{\alpha} \frac{\omega \varepsilon + i(\alpha^2 + \varepsilon^2 - \alpha \omega)}{\varepsilon^2 + (\omega - \alpha)^2} e^{i\omega t}.$$

Setzt man

$$\frac{\varepsilon \omega}{\varepsilon^2 + (\omega - \alpha)^2} = c \cos \chi$$

$$\frac{\alpha^2 + \varepsilon^2 - \alpha \omega}{\varepsilon^2 + (\omega - \alpha)^2} = c \sin \chi,$$

also

$$c^2 = \frac{\varepsilon^2 \omega^2 + (\alpha^2 + \varepsilon^2 - \alpha \omega)^2}{[\varepsilon^2 + (\omega - \alpha)^2]^2} = \frac{\alpha^2 + \varepsilon^2}{\varepsilon^2 + (\omega - \alpha)^2}. \quad (58)$$

$$\text{tg } \chi = \frac{\alpha^2 + \varepsilon^2 - \alpha \omega}{\varepsilon \omega} \quad (59)$$

so kommt einfach

$$z_\infty = \frac{p}{\alpha} c e^{i(\omega t + \chi)} \quad (60)$$

Die asymptotische Bewegung des Bildpunkts des Dralls verläuft auf einem Kreis vom Halbmesser

$$r_\infty = \frac{p c}{\alpha} \quad (61)$$

um den Nullpunkt synchron mit der Drehung des Geschwindigkeitsvektors, aber mit einer Phasenverschiebung χ .

Für große Werte von ω zunächst, d. h. für enge Bahnkreise können wir statt r_∞ und χ nach (58), (59), (61), (22) schreiben

$$r_\infty = \pm \frac{p}{\omega} \sqrt{1 + \frac{\varepsilon^2}{\alpha^2}} = \pm a m v \sqrt{1 + \frac{\varepsilon^2}{\alpha^2}} \quad (62)$$

$$\text{tg } \chi = -\frac{a}{\varepsilon} \quad (63)$$

wobei in (62) das obere oder das untere Vorzeichen gilt, je nachdem es sich um einen Rechts- oder einen Linkskreisel handelt.

Vergleicht man (62) mit dem größten Ausschlag der ungedämpften Bewegung, für den wir nach (28) angenähert schreiben dürfen

$$r_{\text{max}} = \frac{2p}{\omega},$$

so zeigt sich, wie schon unter 2.:

Der mit Dämpfung asymptotisch erreichte Ausschlag ist bei engen Kreisbahnen unabhängig vom Bahndurchmesser und kleiner oder größer als der größte Ausschlag der ungedämpften Bewegung, je nachdem

$$t_0 > \frac{t_1}{16} \quad (64)$$

ist.

Die Deutung von (63) in Verbindung mit (60) erfordert eine kurze Überlegung. Denkt man sich den Vektor $-v$ schräg abwärts gerichtet, anstatt wagerecht, und dann mit $-v'$ bezeichnet, so beschreibt er einen Kreiskegel mit der Winkelgeschwindigkeit ω . Wie ein Blick auf Fig. 1 zeigt, bedeutet die Gleichung (60) mit Rücksicht auf das Vorzeichen in (62), daß der Drallvektor bei seinem Umlauf im Vergleich mit dem Vektor $-v'$ um den mit richtigem Vorzeichen genommenen Winkel χ vorausseilt oder nachhinkt, je nachdem ω positiv oder negativ ist. Auf die Figurenachse übertragen, heißt dies:

Vergleicht man die asymptotische Bewegung der Figurenachse für enge Kreisbahnen mit dem Vektor $-v'$, so hinkt sie diesem Vektor nach oder eilt ihm voraus, und zwar um den Winkel $\arctg |\alpha/\varepsilon|$, je nachdem die Bahn im Sinne der Kreisdrehung oder entgegengesetzt durchlaufen wird.

Gegenüber dem mitbewegten Beobachter kommt die Figurenachse in schräger Lage asymptotisch zur Ruhe, und zwar mit der Neigung

$$\vartheta = \frac{v}{\varepsilon} \sqrt{\alpha^2 + \varepsilon^2} \quad (65)$$

unter dem Azimut

$$\psi' = -\arctg \frac{\alpha}{\varepsilon} \quad (66)$$

Im Falle sehr kleiner Werte von ω , d. h. sehr weiter Bahnkreise, stellen wir fest:

Resonanz ist bei Dämpfung unmöglich.

Für die asymptotische Bewegung wird jetzt nach (58) und (59) angenähert $c = 1$, $\chi = \pi/2$, also nach (60)

$$z_\infty = \frac{p}{\alpha} e^{i(\omega t + \frac{\pi}{2})}.$$

Die Rechnung hat hier nur den Sinn einer Kontrolle; denn das Ergebnis war zu erwarten:

Die Figurenachse stellt sich bei sehr weiten Bahnkreisen schließlich in die scheinbare Lotlinie ein und macht deren Drehung mit.

B. Die Öldämpfung ist von ganz anderer Wirkungsweise. In ihrer neuerdings gebräuchlichsten Form besteht hier die Dämpfungsvorrichtung aus einer mit Öl teilweise gefüllten Rinne R (Fig. 15), die an dem inneren Cardanring B befestigt ist; $A_1 A_2$ ist wieder die Figurenachse des Kreisels. Die Rinne macht alle Bewegungen der Figurenachse mit, und das Öl wird durch die Schwere und durch die Beschleunigungen des Aufhängepunktes A veranlaßt, umzufließen, bis sich der Flüssigkeitsspiegel zur scheinbaren Lotlinie senkrecht gestellt hat. Dabei entstehen hydrodynamische Reibungskräfte, die noch künstlich vergrößert werden durch Unterteilung der Rinne mit fein durchbohrten Zwischenwänden.

Wir gehen am zweckmäßigsten von der Tatsache aus, daß durch das umfließende Öl mechanische Energie in Wärme verwandelt wird. Stellen wir uns für einen Augenblick vor, die Figurenachse sei bei unbeschleunigtem Aufhängepunkt veranlaßt worden, eine Präzession um die Lotlinie auszu-

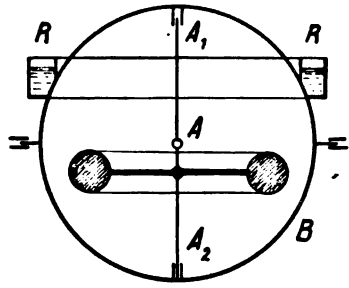


Fig. 15.

führen. Dabei besitzt sie außer ihrer Bewegungsenergie, die im wesentlichen in der Eigendrehung besteht und als konstant anzusehen ist, Energie der Lage, insofern als der Schwerpunkt über seine tiefste Stellung um die Strecke

$$h = a(1 - \cos \vartheta)$$

gehoben ist.

Der in der Zeiteinheit durch das Öl vernichteten Energie E entspricht ein Sinken des Schwerpunkts mit der Geschwindigkeit

$$-\frac{dh}{dt} = -a \sin \vartheta \frac{d\vartheta}{dt} \approx -\frac{a}{2} r \frac{dr}{dt},$$

falls man (1) beachtet. Wir können hiernach mit einem geeigneten Proportionalitätsfaktor ε'

$$E = -\varepsilon' r \frac{dr}{dt} \quad (67)$$

setzen.

Je stärker sich die Figurenachse neigt, je größer also der Fahrstrahl r ist, um so größer ist auch die Menge des umgetriebenen Öles, um so größer also die Geschwindigkeit, mit der dieses durch die Zwischenwände durchtreten muß. Setzen wir etwa E proportional mit irgendeiner Potenz dieser Geschwindigkeit an, so ist E eine hydrodynamisch zu bestimmende Funktion von r . Es wird sich zeigen, daß wir die wirklichen Verhältnisse am besten wiedergeben, wenn wir E proportional mit r^2 nehmen. Wir haben dann statt (67) mit einem andern Proportionalitätsfaktor ε''

$$\frac{dr}{dt} = -\varepsilon'' r \quad (68)$$

Die linke Seite stellt ein Moment dar, und wir sind mithin formal wieder zu dem gleichen Ausdruck (41) gelangt, der schon die Wirkung der Luftdämpfung dargestellt hat. Wir halten uns für berechtigt, auch im allgemeinen Falle, wo die Präzession nicht um die wirkliche, sondern um die scheinbare Lotlinie erfolgt, durch Hinzunahme eines Momentes (42) (wobei wir die früheren Schlüsse nicht wiederholen) zu den alten Bewegungsgleichungen (43), (44) zurückzukehren.

1. Für den Fall konstanter Beschleunigung des Aufhängepunktes bleibt die Integration dieser Differentialgleichungen dieselbe wie früher: die Figurenachse nähert sich asymptotisch mit der durch

$$\varepsilon'' t_0 = \log \text{nat } 2$$

definierten Halbwertszeit der scheinbaren Lotlinie. Und umgekehrt, da die Beobachtung dieses Ergebnis auch bei Öldämpfung gut bestätigt, so schließen wir auf die Richtigkeit unserer Annahme, daß E mit r^2 proportional ist.

2. Desgleichen dürfen wir die für Luftdämpfung ermittelten Ergebnisse im Falle harmonischer Schwingungen des Aufhängepunktes unverändert auf Öldämpfung übernehmen, falls wir nur des möglicherweise geänderten Zahlenwertes von ε'' gegen ε Rechnung tragen. Wir brauchen uns damit nicht aufzuhalten.

3. Anders jedoch verhält sich der Fall, daß der Aufhängepunkt im Kreise bewegt wird; wir dürfen hier nicht ohne weiteres integrieren, sondern müssen eine neue Überlegung

hinzunehmen. Da nämlich die Ölrinne am inneren Cardanring B (Fig. 15) befestigt ist, dieser aber natürlich die Drehung des Fahrzeuges, also des Fahrstrahles φ mitmacht, so kann für den Ölfluß nur die Relativgeschwindigkeit zwischen der Präzessionsdrehung $d\psi/dt$ und der Fahrzeugdrehung $d\varphi/dt$ in Betracht kommen, und wir mögen den Sachverhalt am einfachsten dadurch ausdrücken, daß wir

$$\varepsilon'' = \left(1 - \frac{\frac{d\varphi}{dt}}{\frac{d\psi}{dt}}\right) \varepsilon''' \quad (69)$$

setzen, wo nun ε''' eine Konstante bedeutet. Mit der Abkürzung

$$\frac{\frac{d\varphi}{dt}}{\frac{d\psi}{dt}} = \eta \quad (70)$$

haben wir mithin statt (43) und (44)

$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= -(1 - \eta) \varepsilon''' r + p \cos(\varphi - \psi) - \\ &\quad - (1 - \eta) \frac{\varepsilon'''}{a} p \sin(\varphi - \psi) \quad (71) \end{aligned}$$

$$r \frac{d\psi}{dt} = ar + p \sin(\varphi - \psi) + (1 - \eta) \frac{\varepsilon'''}{a} p \cos(\varphi - \psi). \quad (72)$$

Wir beschränken uns hier von vornherein darauf, den asymptotischen Teil der Bewegung aufzufinden. Der asymptotische Fahrstrahl r_∞ ist dadurch gekennzeichnet, daß $dr/dt = 0$ wird, insofern wir vermuten, daß, wie unter A 3, r_∞ konstant bleibt. Soll dies wirklich der Fall sein, so muß in (71) nicht nur $dr/dt = 0$ gesetzt werden, sondern es muß offenbar außerdem $\varphi - \psi$ und damit von selbst auch η von der Zeit unabhängig sein.

Aus $\varphi - \psi = \text{konst.}$ folgt aber

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{d\varphi}{dt} = \omega, \quad (73)$$

also

$$\eta = 1,$$

und dann bleibt von (71) und (72) nur noch übrig

$$\cos(\varphi - \psi) = 0$$

$$r_\infty \omega = ar_\infty + p \sin(\varphi - \psi)$$

oder

$$\varphi - \psi = \begin{pmatrix} + \\ - \end{pmatrix} \frac{\pi}{2} \quad (74)$$

$$r_\infty = \begin{pmatrix} + \\ - \end{pmatrix} \frac{p}{\omega - a} \quad (75)$$

Die Entscheidung über das Vorzeichen steht uns offenbar frei; wir wählen das obere.

Durch gehörige Überlegung findet man zu (74) folgende Deutung:

Die Figurenachse wandert asymptotisch der scheinbaren Lotlinie um 180° voraus, wenn die Kreisbahn entgegen dem Sinne der Kreisdrehung und rascher als die natürliche Präzession durchlaufen wird; in allen übrigen Fällen wandert sie mit der scheinbaren Lotlinie azimutgleich.

Die Gleichung (75) wird man insbesondere mit (28) zu vergleichen haben:

Die Öldämpfung verringert den größten Ausschlag der Figurenachse auf die Hälfte, vermag aber Resonanz in diesem Fall nicht zu verhüten.

§ 3. Anwendung auf die Flugtechnik.

Wir haben bei den vorhergehenden Untersuchungen stets die Verwendung des Kreiselpendels in der Flugtechnik im Auge gehabt und wollen unsere Rechnungen nunmehr durch zahlenmäßige Abschätzungen aus diesem Gebiet ergänzen und veranschaulichen.

Der benutzte Kreisel möge in Anlehnung an wirkliche Konstruktionen ein als Drehstrommotor auf $n = 20000$ Umdrehungen in der Minute angetriebener Schwungrad von $k = 4$ cm Trägheitshalbmesser und der Exzentrizität $a = 0,25$ cm (Abstand zwischen Schwerpunkt und Drehpunkt) sein. Vor allem haben wir die Größe α zu ermitteln; sie wird nach (2)

$$\alpha = \frac{ag}{k^2 v} = \frac{30 ag}{\pi n k^2} = 0,0073 \text{ sek}^{-1} \left(= \frac{\pi}{432} \text{ sek}^{-1} \right),$$

und daraus folgt die Dauer eines natürlichen Präzessionsumlaufes

$$t_1 = \frac{\pi}{30 \alpha} = 14,4 \text{ min.}$$

Wir fragen wieder zuerst nach dem Verhalten bei ungedämpfter Bewegung und nehmen an, das Flugzeug, das den Kreisel trägt, fliege geradeaus mit periodischen Schwankungen der mittleren Geschwindigkeit $v_0 = 50$ m/s um 10 v. H. ihres Betrages und einer Schwingungsdauer von 20 s. Wir können also für die Geschwindigkeit setzen

$$v = 5000 - 500 \cos \frac{\pi t}{10} \text{ [cm/s]},$$

mithin für die Beschleunigung

$$b = 50 \cdot \pi \sin \frac{\pi t}{10} \text{ [cm/s}^2\text{]},$$

also bei einer Kreiselmasse von $m = 5000$ g nach (15)

$$p_0 = 1,97 \cdot 10^5 \text{ gcm}^2/\text{s}^2, \quad \beta = \frac{\pi}{10} \text{ s}^{-1}.$$

Bei den eintretenden Störungen macht der Bildpunkt des Dralls nach (14) einen größten Ausschlag

$$y_{\text{extr.}} = 1,25 \cdot 10^6 \text{ gcm}^2/\text{s}.$$

Berechnen wir nach (2) die Länge des Drallvektors, so kommt

$$\mathfrak{D} = \frac{amg}{\alpha} = 168 \cdot 10^6 \text{ gcm}^2/\text{s},$$

und daher wird die größte Neigung der Figurenachse gegen die Lotlinie

$$\vartheta_{\text{max}} = \frac{y_{\text{extr.}}}{\mathfrak{D}} = 7,5 \cdot 10^{-3} = 26',$$

also recht gering. Auch kann bei einem Kreisel von so großer Präzessionsdauer von Resonanz nicht die Rede sein.

Betrachten wir ferner den Fall eines kreisförmigen Kurvenfluges mit dem gleichen Kreisel und der vorigen Fluggeschwindigkeit $v_0 = 50$ m/s, so berechnet sich der größte Ausschlag r_{max} nach (28) mit (22), wenn wir noch die Winkelgeschwindigkeit ω vorschreiben oder statt deren die Zeit T (in Minuten), die das Flugzeug zum einzelnen Bahnkreise braucht. Da

$$\omega = \frac{\pi}{30 T}$$

ist, so bringt man r_{max} unter Berücksichtigung des Zahlenwertes von α leicht auf die Form

$$r_{\text{max}} = \frac{18 \cdot 10^7}{|14,4 - T|}$$

mit dem zugehörigen Ausschlagwinkel in Bogengraden

$$\vartheta_{\text{max}} = 3,4 \cdot 10^{-7} \cdot r_{\text{max}} = \frac{61,2}{|14,4 - T|}.$$

Man sieht, daß der größte Ausschlag nach einem hyperbolischen Gesetze mit T zunimmt, um bei $T = t_1$, d. h. bei der Resonanz zwischen Präzession und Kreisflug über alle Grenzen zu wachsen.

Fig. 16 zeigt die Werte von ϑ_{max} abhängig von T , wobei negative Werte von T einer im Sinne der Kreisdrehung durchlaufenen Kreisbahn zugehören, positive einem Kreisflug im entgegengesetzten Sinne. Die Figur kann natürlich Genauigkeit nur für kleine Werte von ϑ_{max} beanspruchen, etwa so weit, als die Kurve voll ausgezogen ist. Abgesehen von den der Resonanz benachbarten Bahnkreisen mit sehr großem

Halbmesser bleiben die größten Ausschläge befriedigend klein. Aber auch im Falle der Resonanz, die offenbar bei einem Kreisflug von 6,9 km Halbmesser (im Gegensinne der Kreisdrehung) eintritt, geschieht die Zunahme des Ausschlages

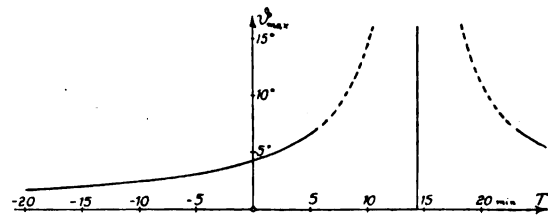


Fig. 16.

hinreichend langsam. Man hat nämlich nach (35) für die Winkelgeschwindigkeit dieser Zunahme

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{dr}{\mathfrak{D} dt} = \frac{amv\omega}{\mathfrak{D}} = \frac{av\pi}{30 gT}$$

oder in Zahlen

$$\frac{d\vartheta}{dt} = 56' \text{ in der Zeitminute.}$$

Mit dieser geringen Winkelgeschwindigkeit wird sich die Figurenachse relativ zum Flugzeug nach hinten erheben.

Die Verhältnisse müssen sich noch günstiger gestalten, falls der Kreisel mit Dämpfungsvorrichtungen versehen ist. Wir wenden uns zunächst zur Luftdämpfung und denken uns durch einen Versuch die Halbwertszeit bestimmt. Es möge sich zeigen, daß der Ausschlag einer natürlichen Präzessionsbewegung nach einem vollen Umlauf auf den s ten Teil gesunken ist. Da hierbei t_1/t_0 Halbwertsperioden vergangen sind, so muß

$$\left(\frac{1}{2}\right)^{t_1/t_0} = \frac{1}{s}$$

oder

$$t_0 = \frac{\log 2}{\log s} \cdot t_1$$

sein. Man kann in Wirklichkeit etwa $s = 20$ erreichen und hat also mit dem früheren Wert $t_1 = 14,4$ min

$$t_0 = 3,3 \text{ min}$$

als Halbwertszeit und für die Dämpfungskonstante nach (49)

$$\varepsilon = 0,0035 \text{ s}^{-1}.$$

Da der Wert von t_0 größer als der sechzehnte Teil von t_1 ist, so wird nach (55) bzw. (64) der asymptotische Ausschlag bei raschen Geschwindigkeitsschwankungen des Flugzeugs oder engen Kurvenflügen kleiner als der größte Ausschlag bei ungedämpfter Bewegung.

Bei einer engen kreisförmigen Flugbahn insbesondere kommt die Figurenachse relativ zum Flugzeug asymptotisch (d. h. etwa mit der Geschwindigkeit des Abklingens einer natürlichen Präzessionsbewegung) zur Ruhe, wobei sie dann mit der wirklichen Lotlinie nach (62) den Winkel

$$\vartheta_{\infty} = \frac{amv}{\mathfrak{D}} \sqrt{1 + \frac{\varepsilon^2}{\alpha^2}}$$

bildet. Man findet ihn unabhängig von T mit den bisherigen Zahlen zu

$$\vartheta_{\infty} = 2,3^\circ;$$

dies ist weit weniger als die Neigung der scheinbaren Lotlinie, die selbst bei einem Kreisflug von der Dauer $T = 2$ min noch etwa 15° beträgt.

Da der durch (63) definierte Winkel

$$\chi = \pm 64^\circ$$

ausmacht, so ist die durch die asymptotische Lage der Figurenachse und die wirkliche Lotlinie gelegte Ebene gegen die lotrechte Berührungsebene des Bahnkreises um 64° gedreht.

Was schließlich die Öldämpfung anbetrifft, so zeigt der Vergleich von (62) mit (75), daß der asymptotische Ausschlag

für enge Kurven sich bei den beiden Dämpfungsarten im wesentlichen wie

$$\sqrt{1 + \frac{\varepsilon^2}{a^2}} : 1$$

oder im vorliegenden Falle wie 1,11 : 1 verhält.

Zum Schlusse ist noch auf einen Einwand hinzuweisen, der gegen die Verwendbarkeit des Kreiselpendels vorgebracht werden kann, praktisch aber glücklicherweise nicht eben viel zu besagen hat.

Beim Flug in einer Kurve von ungemein großem Krümmungshalbmesser, wie er in Wirklichkeit längere Zeit hindurch kaum vorkommt, würde sich, wie wir früher gefunden haben, die Figurenachse sowohl bei Luft- wie bei Öldämpfung asymptotisch in die scheinbare Lotlinie einstellen und dann deren Wanderung mitmachen. Geht das Flugzeug aus der geraden Bahn genügend langsam in die Kurve über, so wird die Figurenachse von Anfang an merklich in der scheinbaren Lotlinie bleiben. Wie außerordentlich langsam der Übergang zu geschehen hat, ist leicht abzuschätzen. Bildet die schließliche scheinbare Lotlinie mit der wirklichen beispielsweise einen Winkel von 1° und will man Winkel von $1/10^\circ$ als nicht mehr merklich ansehen, so muß der Übergang bei Luftdämpfung ungefähr $14,4 - 3,3 = 11,1$ min lang dauern; denn in dieser Zeit wäre bei plötzlichem Übergang in die Kurve der Winkel zwischen der Figurenachse und der scheinbaren Lotlinie auf den zehnten Teil herabgedämpft worden.

Es fragt sich, ob mit diesen Überlegungen der Verwendung des Kreiselpendels als selbsttätigen Flugzeugstabilisators nicht gewisse Grenzen gezogen sind.

Bei der Stabilisation wirkt der Kreisel auf einen geeigneten Steuerservomotor nach Maßgabe des Neigungswinkels zwischen der Figurenachse des Kreisels und der Hochachse des Flugzeugs. Solange die Figurenachse merklich lotrecht stehen bleibt, ist so die Möglichkeit gegeben, die Längs- bzw. Querneigungen des Flugzeugs zu korrigieren und eine gerade Flugbahn zu erzwingen (insofern sich jedes normale Flugzeug in der Kurve schräg legt). Es gibt jedoch einen Fall, in welchem der Kreisel nicht imstande sein kann, den Kurvenflug zu verhüten.

Setzen wir nämlich, wie in Fig. 17 angedeutet, den Fall, das Flugzeug sei langsam in eine weite Kurve geraten und die

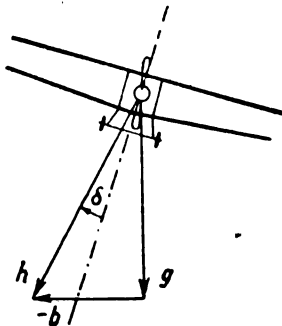


Fig. 17.

Figurenachse habe sich in die scheinbare Lotlinie h eingestellt, wobei sie den Winkel δ mit der Hochachse bilde, der positiv gezählt wird, wenn er vom Krümmungsmittelpunkt wegweist; nehmen wir ferner an, dem relativen Ausschlag δ entspreche zufolge der Einrichtung des Servomotors gerade ein Ausschlag des Querruders, wie er zur Einhaltung der zur vorliegenden Kurve gehörigen Querlage des Flugzeugs erforderlich ist; dann wird das Flugzeug vom Kreiselpendel nicht mehr in die gerade Bahn gebracht, sondern beschreibt dauernd einen Kreis, dessen Halbmesser allerdings sehr groß ist.

Ob ein Winkel δ , der die beiden soeben genannten Eigenschaften erfüllt, vorhanden ist, das kann im einzelnen Falle folgendermaßen entschieden werden. Man trägt, etwa in Abhängigkeit vom Ruderausschlag α , den Winkel δ' auf (Fig. 18), den im richtigen Kurvenflug die Hochachse mit der scheinbaren Lotlinie bilden muß. Dieser Winkel wächst für ein normales Flugzeug monoton mit α ; das Flugzeug soll in der Kurve weniger schief liegen als ein mitgeführter Flüssigkeitsspiegel.

Ebenso trägt man den Ruderausschlag α abhängig von dem Winkel δ'' auf, den die Figurenachse des Kreisels mit der Hochachse des Flugzeugs bildet; diese Abhängigkeit ist durch die Konstruktion des Servomotors gegeben.

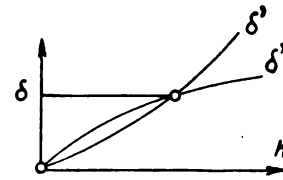


Fig. 18.

Man erhält so zwei Kurven δ' und δ'' über den gemeinsamen Abszissen α . Jeder Schnittpunkt beider Kurven außerhalb des Nullpunkts liefert einen Winkel δ von der Eigenschaft, daß der Stabilisator den dazu gehörenden Kurvenflug nicht zu verhindern vermag. Wie ein solcher Fall zu vermeiden ist, bedarf hiernach keiner weiteren Erklärung.

Ebenso ist ein Versagen des Stabilisators hinsichtlich der Längsneigung des Flugzeugs denkbar. Kommt dieses nämlich langsam zum Vornüberkippen derart, daß der Winkel δ zwischen der Hochachse und der in der scheinbaren Lotlinie liegenden Figurenachse (Fig. 19) zu einem Ruderausschlag

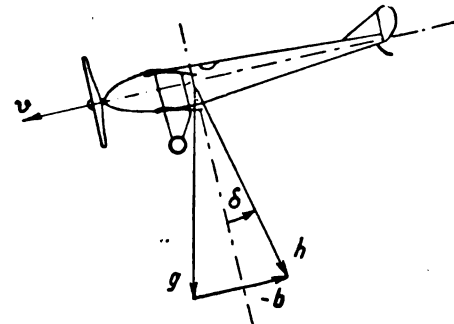


Fig. 19.

Veranlassung gibt, der eben dieser Vornüberneigung entspricht, so richtet der Stabilisator das Flugzeug nicht auf. Indessen ist offenbar die Wahrscheinlichkeit dafür, daß etwas derartiges geschehe, viel geringer als im vorigen Fall. Denn dort genügte das Vorhandensein eines kritischen Winkels δ ; hier jedoch kann aus aerodynamischen Gründen δ nicht dauernd konstant bleiben, und es müßte also ein ganzer Bereich übereinstimmender Werte δ' und δ'' vorhanden sein, damit die Erscheinung einträte.

Abgesehen von diesen singulären Fällen kann man nunmehr feststellen, daß die Störungen eines Kreiselpendels, wie es sich heute bauen läßt, so gering sind, daß grundsätzliche Bedenken gegen seine Verwendung sowohl als anzeigendes Instrument wie auch als automatischer Stabilisator nicht vorliegen. Die interessante Theorie dieser Stabilisierung hoffen wir später ausführlich zu entwickeln.

Zusammenfassung.

Es wird unter der Voraussetzung kleiner Ausschläge untersucht, welche Bewegungen die Figurenachse eines Kreiselpendels von großem Eigendrehmoment vollzieht, wenn der Aufhängepunkt in beschleunigter Bahn geführt wird, und zwar für die drei Fälle: 1. einer geradlinigen Beschleunigung, 2. einer harmonischen Schwingung, 3. einer kreisförmigen Bahn. Sodann wird der Einfluß der gebräuchlichsten Dämpfungsvorrichtungen (Luft- und Öldämpfung) abgeschätzt. Die Ergebnisse werden schließlich bezüglich ihrer Anwendungen auf die Flugtechnik zahlenmäßig veranschaulicht.

Aufgaben des Reichsluftamts.

Es sind vielfach irrige Auffassungen über die Tätigkeit und den Wirkungskreis des Reichsluftamts verbreitet.

Die Betätigung des früheren Luftamts des Soldatenrats der Fliegertruppen hat ferner die irrtümliche Annahme auf-

kommen lassen, daß ein Reichsluftamt ein Stellenvermittlungs-, Flugzeugverkaufs- oder Luftreisebureau sei.

Ich sehe mich deshalb veranlaßt, folgende Erklärung an die Öffentlichkeit und die an der Luftfahrt interessierten Stellen zu richten.

Der Wirkungskreis des Reichsluftamts ist folgender:

Die Zulassung der Flugzeug- und Luftschifführer, der Luftfahrzeuge, der Luftverkehrs-Unternehmungen zum Luftverkehr.

Die Mitwirkung bei gesetzlichen Maßnahmen, die als rechtliche Unterlage (das Luftrecht und seine Ausführungsbestimmungen) für die Zulassung zum Luftverkehr erlassen werden.

Das Reichsluftamt vermittelt den Geschäftsverkehr zwischen allen an der Luftfahrt interessierten Reichs-, Staats- und Militärbehörden, den werktätigen Kreisen der Flugzeugindustrie, den Luftverkehrsgesellschaften usw.

Ferner besteht seine Hauptaufgabe in der Bearbeitung der Fragen, welche die künftige Friedensentwicklung der nationalen und internationalen Luftfahrt betreffen; in der fach- und sachkundigen Beratung unserer Unterhändler für die Friedensverhandlungen; in der Behandlung der einschlägigen Fragen mit den Bundesstaaten des Deutschen Reichs; in der Förderung von Flugkonkurrenzen und Flugzeugausstellungen zum Zwecke der Zucht von Verkehrs- und Handels-Flugzeugtypen und Flugmotoren, desgleichen der aussichtsreichen Erfindungen, welche die Luftfahrt und die Flugtechnik betreffen.

Das Reichsluftamt ist nicht zuständig für Fragen der Stellenvermittlung des früher in der Luftfahrt tätig gewesen Personals, auch nicht für die Angelegenheiten der Demobilisierung, sondern das Demobilisierungsamt.

Das Reichsluftamt ist nicht zuständig für die Fragen der Verwertung des Heeresgeräts des Flugwesens, sondern das Reichsverwertungsamt.

Es ist nicht zuständig für die Fragen der Industrie, soweit sie volkswirtschaftlicher Art sind, sondern das Reichswirtschaftsamt.

Da von der derzeitigen Regierung eine Verstaatlichung des Luftverkehrs noch nicht ins Auge gefaßt ist, bildet das Reichsluftamt keine Flugzeugführer aus, stellt Flugzeugführer nicht an und treibt selbst keinen Luftverkehr.

Es muß besonders darauf hingewiesen werden, daß an einen Umfang der Luftfahrt, wie sie ihn im Laufe des Krieges aus militärischen Gründen erhalten hat, besonders für die nächste Zeit und bis sich die Völker und ihre Interessen für die internationale Luftfahrt orientiert haben, nicht zu denken ist.

Die vorhandenen Kriegs-Luftfahrtmittel sind für die derzeitige Friedensluftfahrt den anderen Verkehrs- und Beförderungsmitteln gegenüber nicht als konkurrenzfähig anzusehen.

Wenn für die militärischen Luftverkehrsmittel sofort Verwendungszwecke gesucht würden, so würde dies besonders jetzt im Winter mit den wenigen vorhandenen Betriebsstoffen von recht geringer Qualität in Verbindung mit der Vergaserfrage zu einem Zuverlässigkeitsergebnis führen, welches das Vertrauen der Öffentlichkeit nur erschüttern und die volkswirtschaftliche Entwicklung des Flugwesens für längere Zeit stark benachteiligen würde.

Für das für das Flugwesen für den Krieg eingeschulte Personal ist deshalb unvermeidlich, daß der weitaus größte Teil in seine früheren Berufe abwandert.

Es ist aussichtslos, der Hoffnung Raum zu geben, daß 10000 und mehr Flugzeugführer, die im Kriege fliegen gelernt haben, in absehbarer Zeit darauf rechnen können, in fliegerischer Tätigkeit ihre berufliche Existenz sehen zu dürfen; ganz abgesehen davon, daß die Material- und besonders die Betriebsstofffrage, selbst wenn andere Vorbedingungen gegeben wären, eine größere beruflich-fliegerische Betätigung für die nächsten Monate unmöglich machen.

Die meisten Flugzeugführer haben im Kriege auf Kosten des Staates fliegen gelernt. Sie haben schon aus diesem Grunde kein höheres Recht in Anspruch zu nehmen, ihre Militärdiensttätigkeit als ihren Zivilberuf zu betrachten, wie alle anderen Militärpersonen. Im Kriege ausgebildete Flugzeugführer sind meistens jugendlichen Alters. Sie müssen sich sowieso einen anderen Beruf suchen, da der Flugzeugführerberuf

immer nur ein Beruf für höchstens 4 bis 5 Jahren ist, wie die bisherigen Erfahrungen gezeigt haben.

Ferner kommt, wenn die Luftverkehrsfragen nach nationalen Gesichtspunkten beurteilt werden, für das derzeitige Deutschland die wichtige Frage der Rentabilität in Betracht.

Es stößt auf die größten Schwierigkeiten, in einem deutschen Luftverkehr die vorhandenen Luftverkehrsmittel im Interesse der Volkswirtschaft nützlich und gewinnbringend zu verwenden, das soll heißen, gewinnbringend für das Luftverkehrsunternehmen und besonders gewinnbringend den Zwecken, für welche luftverkehrt wird. Ist das letztere nicht möglich, dann entfallen die Zwecke und damit die Anwendung der Luftfahrt für diese Zwecke.

Im Kriege ist der Öffentlichkeit nicht bekannt geworden, in welchem Verhältnis der Einsatz der Mittel zu den fliegerischen Leistungen steht, die, wenn man sie wirtschaftlich ausnützen und die Rentabilität ins Auge fassen müßte, in einem ganz anderen Lichte als im Lichte nationaler Kriegsbegeisterung erscheinen würden.

In den Friedensjahren 1910 bis 1914 war die Industrie für den immerhin von der Welt erwarteten Krieg beschäftigt. Wenn der Krieg nicht ausgebrochen wäre, wäre noch jahrelang aus dem Grunde, daß man den Krieg erwartet hätte, eine erheblich größere Beschäftigungsmöglichkeit gegeben, als es heute nach dem Kriege der Fall ist.

Mithin ist der Umfang, den die Flugzeugindustrie und das Flugwesen vor dem Kriege angenommen hatten, größer gewesen, als er heute für die nächste Zukunft sein kann.

Während des Krieges hat sich der in Betracht kommende Stand der Luftfahrtmittel vervielfacht, so daß wir vor einer vollständigen Überentwicklung gegenüber den Friedensverwendungsmöglichkeiten stehen.

Die Industrie wird sich deshalb ebenso wie die Flugzeugführer zum weitaus größten Teil auf eine andere Tätigkeit umstellen müssen.

Ein geschäftlicher Erfolg der künftigen Flugzeugindustrie wird erst in den Bereich der Möglichkeit gezogen werden können, wenn die Luftfahrt sich international, ohne Rücksicht auf Städte, Dörfer, Grenzen, Zölle, Nationalität und Wasserüberfahrt, in der Luft abwickelt und alle organisatorischen nationalen Momente auf der Erde bei Start, Landung und Notlandung erledigt werden können, so daß dadurch dem Flugzeug eine Überlegenheit über die anderen Verkehrsmittel für gewisse Zwecke und Entfernungen gegeben wird.

Die Flugzeugfabriken werden also wieder Versuchswerkstätten werden, und in der Zucht neuer Typen für Verkehrszwecke wird das Mittel für den wirtschaftlichen Aufbau einer späteren internationalen konkurrenzfähigen deutschen Luftfahrt zu sehen sein.

Die Flugtechnik und das Flugwesen stecken, im großen und ganzen gesehen, noch im Entwicklungsstadium.

Das Flugzeugsystem, mit welchem wir fliegen, ist in seiner heutigen Gesamtheit anscheinend am Ende seiner Entwicklungsmöglichkeit angekommen.

Man kann ein solches Flugzeug wohl noch größer, schneller, tragfähiger, kleiner, steigefähiger, steuerbarer, labiler, stabiler machen.

Die hier gesagten einzelnen Momente aber hängen so voneinander ab und balancieren sich als Werte so gegeneinander aus, daß, relativ gesehen, Wind und Wetter einen gewissen Grad von Einfluß haben, der die Anwendungsmöglichkeit dieses Systems in einem regulären Verkehr beschränkt.

In der Konkurrenz mit anderen Verkehrsmitteln kommt für das Flugzeug auch noch der wesentliche Nachteil in Betracht, daß die anderen Beförderungsmittel auf der Erde auch die Nacht zur Verfügung haben.

Alles, was abends an schriftlicher Tagesarbeit fertig ist, kann am nächsten Morgen, z. B. von Frankfurt a. Main und München aus, mit der Eisenbahn in Berlin eingetroffen und den Interessenten zugestellt sein.

Das Flugzeug würde erst am nächsten Nachmittag in Berlin sein, da es erst am nächsten Morgen fliegen kann.

Nachtflüge gehören für den öffentlichen, zuverlässigen Verkehr in das Reich der Wünsche; selbst bei großen Entfernungen über Land wird das Flugzeug vorläufig aus demselben Grunde noch da konkurrenzfähig sein, wo andere moderne

Verkehrsmittel, wie Eisenbahn, Automobil usw. vorhanden sind. Wenn man dazu für das Flugzeug Zugang und Abgang vom Flugplatz und außerdem annimmt, daß der Fluggast und der Führer nach 12stündigem Flug auch schlafen muß, und der Eisenbahngast aus der Eisenbahn ebenso ausgeschlafen aufsteht und seine großen Koffer bei sich führt, dann ist die Konkurrenzfähigkeit des Flugzeugs nicht als sehr groß anzusehen.

Es darf auch nicht übersehen werden, daß der Luftverkehr kein regulärer nach einem festen Fahrplan sein kann.

Es kann nur ein zufälliger Luftverkehr sein, der von Fall zu Fall bei einigermaßen gutem Wetter stattfindet.

Mit einer Statistik über die Ausbildungskosten, die Unfälle und Todesstürze bei der Ausbildung von Flugzeugführern in den vier Kriegsjahren wäre es ein leichtes, nachzuweisen, daß allein die Aufwendung für die Ausbildung von Flugzeugführern in einem recht ungünstigen Verhältnis steht zu einem Ergebnis, welches für Friedens- und wirtschaftliche Zwecke erwünscht scheint. Dies erscheint wichtig, wenn bei einer verstaatlichten Luftfahrt der Staat diese Kosten übernehmen soll. Es muß ferner ins Auge gefaßt werden, daß alle 2 bis 3 Jahre neues Fliegerpersonal ausgebildet werden muß.

Wenn man von mir verlangt, eine Denkschrift eines begeisterten Sportsmannes zur Verherrlichung der Luftfahrt für ein reiches Land zu schreiben, so soll diese Denkschrift nur von Optimismus und Begeisterung für unsere Luftfahrt getragen sein.

Als Leiter eines Reichsluftamts aber fühle ich mich verpflichtet, meiner idealen Begeisterung die Fesseln der national-ökonomischen Zweckmäßigkeit anzulegen, denn es handelt sich hier nicht um mein Geld, sondern um Pflichten dem sehr unglücklichen deutschen Volke gegenüber, das im größten Kriege aller Zeiten von der ganzen Welt besiegt und von seinen Freunden verlassen wurde.

Mit der Bevormundung und Schädigung des Volkes durch irreführende Ermutigung muß endlich aufgehört werden; jedenfalls sollte man die Luftfahrt behördlicherseits mit solchen Irreführungen nicht belasten.

Die Finanzlage des Reiches gestattet zurzeit nicht, daß lediglich, um interessierten Kreisen die Existenzmöglichkeit zu erleichtern, Rohmaterialien und Gegenstände ohne Nutzen verwendet werden, da die Rohmaterialien, Betriebsstoffe usw. zu volkswirtschaftlich wichtigeren anderen Zwecken so sehr notwendig gebraucht werden, daß jede unwirtschaftliche Verwendung ausgeschlossen sein wird.

Die offene Darlegung der wirklichen Tatsachen erscheint mir nützlicher als Hoffnungen zu erwecken, die keine Aussicht auf Erfüllung haben, da die Macht der Verhältnisse zurzeit summa summarum stärker ist als wir und unsere Wünsche und Begeisterung für die Luftfahrt.

Für die Zukunft der Luftfahrt gehen nun manche Bestrebungen dahin, die gesamte Luftfahrt zu verstaatlichen und sie für alle Zeiten den Händen der Industrie und der bisherigen Pioniere zu entreißen; nach der kurzen Entwicklungsperiode, die das Flugzeug und das Flugwesen durchgemacht hat, ist dies weder gerecht, noch nützlich. Der Staat ist nicht in der Lage, in diesem Entwicklungsstadium die persönliche Initiative der obengenannten Pioniere zu ersetzen.

Andere verfolgen die Idee, eine gemischt-wirtschaftliche Gesellschaft zu gründen, in welcher sich alle zurzeit maßgebenden Luftfahrtinteressen vereinigen sollen; es kämen dann wahrscheinlich nur einige große, leistungsfähige Unternehmer als Mitglieder dieser Gesellschaft in Betracht.

In dieser gemischt-wirtschaftlichen Gesellschaft soll dem Staate das jederzeitige Übergewicht dadurch gegeben werden, daß von 100 Einflußstimmen der Gesellschaft 51 auf ihn entfallen.

Dieser gemischt-wirtschaftlichen Gesellschaft, der sämtliche Industrie- und Luftverkehrsunternehmungen, welche Luftverkehr treiben wollen, angehören sollen, soll dann allein die Betätigung des Luftverkehrs vorbehalten, alle anderen Privatbestrebungen ausgeschlossen sein.

Was dagegen einzuwenden ist, ergibt sich für den Sachverständigen von selbst, abgesehen davon, daß sich ernstzunehmende Industrieunternehmungen kaum finden werden, die in einer Versuchs- und Entwicklungszeit die Kosten zu-

gunsten einer überwiegenden Staatsmaßgabe und Staatsaufsicht tragen werden.

Gesellschaften und kapitalkräftige Einzelpersonen werden dahingegen ihr Kapital immer riskieren, wenn Aussicht vorhanden ist, einen Gegenstand neu zu entwickeln, öffentliche Anerkennung zu finden und diese Erfolge in Form von Reklame auf ihren übrigen Geschäfte oder ihre Person auszunutzen, ohne daß es unbedingt notwendig wäre, daß sich der für die Luftfahrt geleistete Wert sofort in bare Münze umsetzen müßte; dies werden sie, wie die Erfahrung gelehrt hat, um so mehr tun können, wenn sie, von staatlichem Einfluß und Geschäftskontrolle frei, die Hoffnung haben dürfen, den eventuellen Geschäftserfolg auch zu erhalten; diese Situation sollte man auch in unsern künftigen Staate überall bis zu dem Moment möglich machen, bis ein Unternehmen zur Verstaatlichung reif ist.

Das spekulative Moment bildet einen erheblichen Ansporn, während es bei der Verstaatlichung oder bei einem Staatsunternehmen in Fortfall kommt, da der Staat solche Spekulationen nicht übernehmen kann infolge seiner Verantwortung, die er unter anderem dem Parlament gegenüber hat.

Die deutsche Heeresverwaltung hat im Kriege mancherlei Versuche unternommen, die dem Anfang einer verstaatlichten Luftfahrt ähnlich sahen; das rein flugtechnische Ergebnis war nicht bedeutend.

Aber selbst, wenn es sich um große flugtechnische Erfolge gehandelt hätte, so würde dadurch noch immer nicht der Beweis erbracht sein, daß ein verstaatlichtes Flugwesen leistungsfähiger sei.

Die Militärbehörde hat außerdem während des Krieges in bezug auf die ihr zur Verfügung stehenden Mittel viel größere Freiheiten als der Staat und jeder Privatmann oder eine Gesellschaft gehabt, bzw. sie hat sich alle denkbaren Freiheiten unter den Kriegsverhältnissen genommen.

Geld hat hier überhaupt keine Rolle gespielt und ebenso wenig parlamentarische Kontrolle.

Würde die deutsche Luftfahrt unter den heutigen Verhältnissen verstaatlicht, so wäre es nur eine Frage kurzer Zeit, und das verstaatlichte deutsche Flugwesen würde den anderen Ländern gegenüber konkurrenzunfähig werden und von selbst in sich zusammenfallen und dann bald wieder an Privatunternehmer veräußert werden müssen; ich glaube, man würde dann aber kaum einen Abnehmer für die vom Staate hergestellten Luftverkehrsmittel finden.

Die Beziehungen zum Auslande und seiner Luftfahrt dürfen heute auch nicht durch staatliche Monopolbestrebungen gehemmt sein, sondern die persönlichen Beziehungen der Fachleute müssen hier den internationalen Stand der technischen Momente ausgleichen.

Für eine Verstaatlichung muß auch vorausgesetzt werden, daß die zu verstaatlichende Sache so weit entwickelt ist, daß sie einen gewissen Überschuß in ihren Fähigkeiten und Verwendungsmöglichkeiten hat, wie z. B. die Eisenbahn.

Wenn der Staat bei der Verstaatlichung der Luftfahrt bei seinem bisherigen Standpunkt, nur dann zu verstaatlichen, wenn die Sache selbst eine Rentabilität sichert, bleibt, so werden die Rentabilitätsfragen schon bei den diesbezüglichen Beratungen die Verstaatlichung verhindern.

Denjenigen, welche kategorisch die Verstaatlichung des Luftverkehrs verlangen, sollte man auferlegen, eine mit Beweisen belegte Rentabilitätsberechnung über einen solchen Luftverkehr aufzustellen, hierbei auch die Frage der Möglichkeit der technischen Weiterentwicklung zu behandeln.

Für die Weiterentwicklung ist der wichtigste Faktor die persönliche Haftung und Verantwortung des einzelnen Unternehmers, der mit seinem Kapital, seiner geschäftlichen Zukunft und seiner Persönlichkeit dafür haften muß, daß das öffentliche Vertrauen zur Luftfahrt nicht gefährdet wird.

Eine solche Verantwortung bei einer verstaatlichten Luftfahrt zu erzielen, ist vorläufig noch nicht möglich.

Es ist für Deutschland auch zu berücksichtigen, daß wir in den letzten 50 Jahren unserer höchsten nationalen Einigkeit es nicht fertiggebracht haben, die Post, den Eisenbahnverkehr, selbst nicht einmal die Briefmarke, tatsächlich deutsch zu verstaatlichen, obgleich sämtliche Kontrollen hierzu, die

notwendig wären, um die bundesstaatlichen Interessen zu schützen, sich mit Sicherheit auf der Erde abwickeln können.

Es erscheint mir demzufolge mit Rücksicht auf den bundesstaatlichen Charakter des Deutschen Reiches, den es auch, wenn nicht alle Anzeichen trügen, für die Zukunft beibehalten wird, sehr fraglich, sämtliche bundesstaatliche Interessen in einer deutsch-verstaatlichten Luftfahrt zu vereinigen.

Die größte Aussicht auf Erfolg hat auch aus diesem Grunde die freie Betätigung der wirtschaftlichen Privatkkräfte in der freien Konkurrenz eines deutschen und eines internationalen Luftverkehrs.

Man denke sich den oben angedeuteten Interessenausgleich einer deutschen verstaatlichten Luftfahrt innerhalb des Rahmens der Interessen einer internationalen Luftfahrt mit den anderen Staatengebilden.

Eine verstaatlichte deutsche Luftfahrt in Konkurrenz mit der freien französischen Luftfahrt, die bisher erheblich befruchtend auf die internationale Luftfahrt wirkte, würde meines Dafürhaltens in technischer Hinsicht immer im Hintertreffen sein.

Würden wir aber mit einer verstaatlichten deutschen Luftfahrt zum internationalen Luftverkehr nicht zugelassen werden oder nicht konkurrenzfähig sein und infolgedessen nicht mitmachen können, so würde jeder Vergleichsmaßstab für unsere eigene technische Leistungsfähigkeit und Weiterentwicklung fehlen, denn im Frieden kann man sich die Vergleichsmomente dann nicht aus der Luft herunterschließen.

Anders ist die Frage der Flugplätze zu beurteilen; man wird sie zweckmäßig verstaatlichen, um die Kontrolle des Flugwesens und der Luftfahrt in der Hand zu behalten; einen Teil der dem Staate gehörigen Flugplätze könnte man an die Industrie vermieten, andere Teile bzw. die um- und anliegenden Plätze, um die Unterhaltung billiger zu gestalten, zu jeglicher Sportsbetätigung einrichten. Damit wäre das eigentliche Betätigungsfeld der Luftfahrtsmittel auf der Erde in der Hand des Staates.

Was wir für die nächste Zukunft brauchen, ist, daß durch erfolgreiche Versuche und Weiterentwicklung das Vertrauen der Öffentlichkeit dem Luftverkehr erst erworben wird.

Ferner die vorhandenen Luftfahrtsmittel nach bester Möglichkeit auch für die Weiterentwicklung nutzbar zu machen und alle Anwendungsmöglichkeiten auszunutzen; hierzu sind die Vorbereitungen in vollem Gange, und eine besondere Veröffentlichung wird in den nächsten Wochen über die Möglichkeiten und die Tätigkeit des Reichsluftamts in dieser Richtung Aufschluß geben.

Berlin, den 9. Januar 1919.

Der Unterstaatssekretär des Reichsluftamts.

gez.: August Euler.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 5. L. 46404. Anschlußleitung für Brennstoffrohren von Verbrennungskraftmaschinen. Gebrüder Laderer, Inh. Jul. Laderer, Cannstatt. A. 8. 4. 18. E. 27. 2. 19.

46c, 14. H. 73634. Kurzschlußvorrichtung zur Sicherung gegen Vergaserbrand bei Explosionsmotoren. Dietrich Hemmer, Aschersleben, Augustapromenade 8. A. 28. 1. 18. E. 27. 2. 19.

46c, 19. N. 17303. Ventilkühlung. Nationale Automobilgesellschaft, Berlin-Oberschöneweide. A. 3. 5. 18. E. 27. 2. 19.

46a, 8. G. 44661. Vierzylindrige Zweitaktverbrennungskraftmaschine. Konrad Göckel, Oberhausen, Kr. Westerb. A. 2. 12. 16. E. 2. 3. 19.

46a, 23. St. 30743. Explosionskraftmaschine mit abwechselnd sich drehenden und festgestellten Kolben. Georg Sturm, Leipzig-Reudnitz, Breitkopfstr. 16. A. 18. 9. 17. E. 2. 3. 19.

46b, 19. A. 27994. Vorrichtung zum Regeln der Einspritzwassermenge für Verbrennungskraftmaschinen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 11. 6. 16. E. 2. 4. 19.

46a, 21. B. 86609. Zweitaktmaschinen mit gegenläufigen steuernden Kolben. Benz & Co., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim. A. 13. 6. 18. E. 20. 3. 19.

46c, 9. S. 44395. Vergaser mit sich drehenden Schaufeln. Daniel Siebenmann, Zürich, Schweiz; Vertr.: A. Gerson u. G. Sachse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 22. 9. 15. E. 20. 3. 19.

46c, 7. St. 30006. Spritzvergaser. Anton Steichele, Wertachstr. 5/4, und August Eckert, Oberer Graben G. 311, Augsburg. A. 13. 6. 16. E. 14. 3. 19.

46c, 21. S. 49024. Kühler mit auswechselbaren Elementen. Zus. z. Pat. 296342. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. A. 30. 9. 18. E. 14. 3. 19.

46c, 2. M. 61233. Vorrichtung zur Abdichtung und Schmierung der Führungen bewegter Maschinenteile von Brennstoffpumpen für Verbrennungskraftmaschinen. Dr.-Ing. Otto Mader, Dessau, Kaiserpl. 23. A. 27. 4. 17. E. 9. 3. 19.

46c, 4. Sch. 52177. Verbrennungskraftmaschinen-Zylinder. Dr.-Ing. Wilhelm Schmidt, Kassel-Wilhelmshöhe, Rolandstr. 2. A. 9. 11. 17. E. 9. 3. 19.

47e, 24. A. 30262. Pumpe für Kreislaufschmierung. Argus-Motoren-G. m. b. H./ Berlin-Reinickendorf-Ost. A. 7. 3. 18. E. 24. 3. 19.

47e, 24. F. 42642. Ventillose Schmierpumpe. Fa. Alex. Friedmann, Wien; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 22. 12. 17. Schweiz. A. 29. 12. 16. E. 14. 3. 19.

47a, 9. St. 31032. Dünnwandiges gewölbte Ventil für Pumpen und Kraftmaschinen. Ferdinand Strnak, Berlin-Schmargendorf, Sulzaerstr. 8. A. 26. 2. 18. E. 14. 3. 19.

77b, 2. L. 46401. Haltegurt für Lasten an Prallluftschiffen; Zus. z. Pat. 298940. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. A. 6. 4. 18. E. 27. 2. 19.

77h4, 9. Z. 10232. Anlaufgrad für Flugzeuge. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., u. Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. A. 1. 12. 17. E. 27. 2. 19.

77h, 5. S. 47336. Flugzeugkühler. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. A. 27. 10. 17. E. 27. 2. 19.

77h, 5. A. 28134. Rumpfflugzeug mit vorne liegender Triebachraube und hinter dem Führer schwenkbar gelagertem Maschinengewehr; Zus. z. Pat. 299149. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 27. 5. 16. E. 20. 3. 19.

77h, 5. A. 30479. Kuppelung der Tragflächenholme. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 22. 4. 18. E. 16. 3. 19.

77h, 5. B. 85084. Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge. Dr. Georg von dem Borne, Kriern bei Breslau. A. 3. 12. 17. E. 16. 3. 19.

77h, 5. D. 33796. Verspannungsglied für Luftfahrzeuge, Wasserfahrzeuge u. dgl. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Berlin, Belle-Allianceplatz 2. A. 8. 10. 17. E. 16. 3. 19.

77h, 5. A. 30118. Hebelsteuerung für Flugzeuge. Ago Flugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 22. 1. 18. E. 23. 2. 19.

77h, 5. H. 74437. Lagerung für in Flugzeuge starr einzubauende Maschinengewehre. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26. A. 27. 5. 18. E. 23. 2. 19.

77h, 5. Sch. 51814. Vorrichtung zur Übermittlung von Befehlen auf Luftfahrzeugen. Erich Schlechte, Leipzig-Volkmarisdorf, Juliusstr. 23. A. 21. 8. 17. E. 23. 2. 19.

77h, 5. Z. 10090. Umlaufgetriebe für Luftfahrzeuge. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Graf Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. A. 20. 8. 17. E. 23. 2. 19.

Patenterteilungen.

46a, 9. 311153. Motor mit schräg zueinander gestellten Zylindern. Arthur Hardt, Graz; Vertr.: Dr.-Ing. B. Bloch, Pat.-Anw., Berlin NW. 21. 3. 3. 17. H. 71799. Österreich 4. 5. 16.

46c, 2. 310059 »K«. Selbsttätig wirkende Vorrichtung zur Wiedergewinnung von Schleuderöl aus Umlaufmotoren. Paul A. Hampel, München, Wörthstr. 15. 21. 11. 17. H. 73178.

46c, 28. 311059. Elektrische Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 14. 2. 15. B. 79009.

46c, 28. 311060. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 7. 3. 15. B. 79141.

46e, 28. 311061. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 16. 3. 15. B. 79829.

46c, 28. 311062. Elektrische Anlaßvorrichtung. Eisemann-Werke Akt.-Ges., Stuttgart. 23. 1. 18. E. 22899.

46c, 28. 311003. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen von Fahrzeugen. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 12. 1. 15. B. 78823.

77h, 6. 311010. Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen. K. Mohns & E. Sohr, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baumschulenweg. 27. 11. 15. M. 58827.

77h, 6. 311050. Hohle Metallflugschraube. Jakob Kreitmayer, München-Neuhausen, Romanstr. 5a. 6. 12. 17. K. 65161.

77h, 9. 311011. Wasserflugzeug; Zus. z. Pat. 307561. Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1. 31. 8. 15. P. 34198.

77h, 4. 311278. Hülle für Starrluftschiffe. Reinhold Richter, Berlin-Schöneberg, Sponholzstr. 24. 13. 7. 16. R. 43449.

für enge Kurven sich bei den beiden Dämpfungsarten im wesentlichen wie

$$\sqrt{1 + \frac{\varepsilon^2}{a^2}} : 1$$

oder im vorliegenden Falle wie 1,11 : 1 verhält.

Zum Schlusse ist noch auf einen Einwand hinzuweisen, der gegen die Verwendbarkeit des Kreiselpendels vorgebracht werden kann, praktisch aber glücklicherweise nicht eben viel zu besagen hat.

Beim Flug in einer Kurve von ungemein großem Krümmungshalbmesser, wie er in Wirklichkeit längere Zeit hindurch kaum vorkommt, würde sich, wie wir früher gefunden haben, die Figurenachse sowohl bei Luft- wie bei Öldämpfung asymptotisch in die scheinbare Lotlinie einstellen und dann deren Wanderung mitmachen. Geht das Flugzeug aus der geraden Bahn genügend langsam in die Kurve über, so wird die Figurenachse von Anfang an merklich in der scheinbaren Lotlinie bleiben. Wie außerordentlich langsam der Übergang zu geschehen hat, ist leicht abzuschätzen. Bildet die schließliche scheinbare Lotlinie mit der wirklichen beispielsweise einen Winkel von 1° und will man Winkel von $1/10^\circ$ als nicht mehr merklich ansehen, so muß der Übergang bei Luftdämpfung ungefähr $14,4 - 3,3 = 11,1$ min lang dauern; denn in dieser Zeit wäre bei plötzlichem Übergang in die Kurve der Winkel zwischen der Figurenachse und der scheinbaren Lotlinie auf den zehnten Teil herabgedämpft worden.

Es fragt sich, ob mit diesen Überlegungen der Verwendung des Kreiselpendels als selbsttätigen Flugzeugstabilisators nicht gewisse Grenzen gezogen sind.

Bei der Stabilisation wirkt der Kreisel auf einen geeigneten Steuerservomotor nach Maßgabe des Neigungswinkels zwischen der Figurenachse des Kreisels und der Hochachse des Flugzeugs. Solange die Figurenachse merklich lotrecht stehen bleibt, ist so die Möglichkeit gegeben, die Längs- bzw. Querneigungen des Flugzeugs zu korrigieren und eine gerade Flugbahn zu erzwingen (insofern sich jedes normale Flugzeug in der Kurve schräg legt). Es gibt jedoch einen Fall, in welchem der Kreisel nicht imstande sein kann, den Kurvenflug zu verhüten.

Setzen wir nämlich, wie in Fig. 17 angedeutet, den Fall, das Flugzeug sei langsam in eine weite Kurve geraten und die

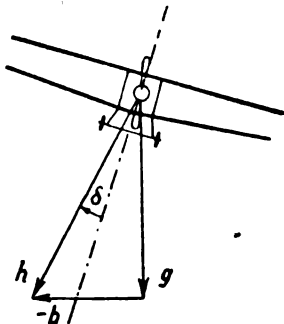


Fig. 17.

Figurenachse habe sich in die scheinbare Lotlinie h eingestellt, wobei sie den Winkel δ mit der Hochachse bilde, der positiv gezählt wird, wenn er vom Krümmungsmittelpunkt wegweist; nehmen wir ferner an, dem relativen Ausschlag δ entspreche zufolge der Einrichtung des Servomotors gerade ein Ausschlag des Querruders, wie er zur Einhaltung der zur vorliegenden Kurve gehörigen Querlage des Flugzeugs erforderlich ist; dann wird das Flugzeug vom Kreiselpendel nicht mehr in die gerade Bahn gebracht, sondern beschreibt dauernd einen Kreis, dessen Halbmesser allerdings sehr groß ist.

Ob ein Winkel δ , der die beiden soeben genannten Eigenschaften erfüllt, vorhanden ist, das kann im einzelnen Falle folgendermaßen entschieden werden. Man trägt, etwa in Abhängigkeit vom Ruderausschlag α , den Winkel δ' auf (Fig. 18), den im richtigen Kurvenflug die Hochachse mit der scheinbaren Lotlinie bilden muß. Dieser Winkel wächst für ein normales Flugzeug monoton mit α ; das Flugzeug soll in der Kurve weniger schief liegen als ein mitgeführter Flüssigkeitsspiegel.

Ebenso trägt man den Ruderausschlag α abhängig von dem Winkel δ'' auf, den die Figurenachse des Kreisels mit der Hochachse des Flugzeugs bildet; diese Abhängigkeit ist durch die Konstruktion des Servomotors gegeben.

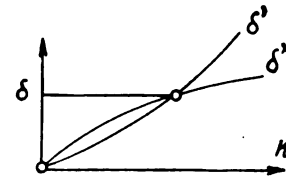


Fig. 18.

Man erhält so zwei Kurven δ' und δ'' über den gemeinsamen Abszissen α . Jeder Schnittpunkt beider Kurven außerhalb des Nullpunkts liefert einen Winkel δ von der Eigenschaft, daß der Stabilisator den dazu gehörenden Kurvenflug nicht zu verhindern vermag. Wie ein solcher Fall zu vermeiden ist, bedarf hiernach keiner weiteren Erklärung.

Ebenso ist ein Versagen des Stabilisators hinsichtlich der Längsneigung des Flugzeuges denkbar. Kommt dieses nämlich langsam zum Vornüberkippen derart, daß der Winkel δ zwischen der Hochachse und der in der scheinbaren Lotlinie liegenden Figurenachse (Fig. 19) zu einem Ruderausschlag

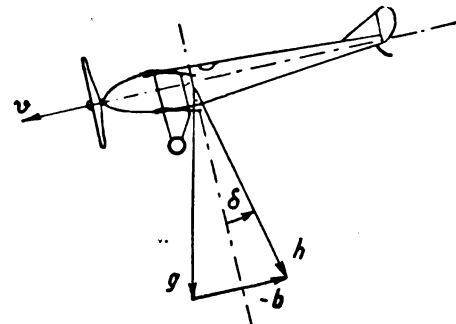


Fig. 19.

Veranlassung gibt, der eben dieser Vornüberneigung entspricht, so richtet der Stabilisator das Flugzeug nicht auf. Indessen ist offenbar die Wahrscheinlichkeit dafür, daß etwas derartiges geschehe, viel geringer als im vorigen Fall. Denn dort genügt das Vorhandensein eines kritischen Winkels δ ; hier jedoch kann aus aerodynamischen Gründen δ nicht dauernd konstant bleiben, und es müßte also ein ganzer Bereich übereinstimmender Werte δ' und δ'' vorhanden sein, damit die Erscheinung einträte.

Abgesehen von diesen singulären Fällen kann man nunmehr feststellen, daß die Störungen eines Kreiselpendels, wie es sich heute bauen läßt, so gering sind, daß grundsätzliche Bedenken gegen seine Verwendung sowohl als anzeigendes Instrument wie auch als automatischer Stabilisator nicht vorliegen. Die interessante Theorie dieser Stabilisierung hoffen wir später ausführlich zu entwickeln.

Zusammenfassung.

Es wird unter der Voraussetzung kleiner Ausschläge untersucht, welche Bewegungen die Figurenachse eines Kreiselpendels von großem Eigendrehmoment vollzieht, wenn der Aufhängepunkt in beschleunigter Bahn geführt wird, und zwar für die drei Fälle: 1. einer geradlinigen Beschleunigung, 2. einer harmonischen Schwingung, 3. einer kreisförmigen Bahn. Sodann wird der Einfluß der gebräuchlichsten Dämpfungsrichtungen (Luft- und Öldämpfung) abgeschätzt. Die Ergebnisse werden schließlich bezüglich ihrer Anwendungen auf die Flugtechnik zahlenmäßig veranschaulicht.

Aufgaben des Reichsluftamts.

Es sind vielfach irrige Auffassungen über die Tätigkeit und den Wirkungskreis des Reichsluftamts verbreitet.

Die Betätigung des früheren Luftamts des Soldatenrats der Fliegergruppen hat ferner die irrtümliche Annahme auf-

kommen lassen, daß ein Reichsluftamt ein Stellenvermittlungs-, Flugzeugverkaufs- oder Luftreisebureau sei.

Ich sehe mich deshalb veranlaßt, folgende Erklärung an die Öffentlichkeit und die an der Luftfahrt interessierten Stellen zu richten.

Der Wirkungskreis des Reichsluftamts ist folgender:

Die Zulassung der Flugzeug- und Luftschiffführer, der Luftfahrzeuge, der Luftverkehrs-Unternehmungen zum Luftverkehr.

Die Mitwirkung bei gesetzlichen Maßnahmen, die als rechtliche Unterlage (das Luftrecht und seine Ausführungsbestimmungen) für die Zulassung zum Luftverkehr erlassen werden.

Das Reichsluftamt vermittelt den Geschäftsverkehr zwischen allen an der Luftfahrt interessierten Reichs-, Staats- und Militärbehörden, den werktätigen Kreisen der Flugzeugindustrie, den Luftverkehrsgesellschaften usw.

Ferner besteht seine Hauptaufgabe in der Bearbeitung der Fragen, welche die künftige Friedensentwicklung der nationalen und internationalen Luftfahrt betreffen; in der fach- und sachkundigen Beratung unserer Unterhändler für die Friedensverhandlungen; in der Behandlung der einschlägigen Fragen mit den Bundesstaaten des Deutschen Reichs; in der Förderung von Flugkonkurrenzen und Flugzeugausstellungen zum Zwecke der Zucht von Verkehrs- und Handelsflugzeugtypen und Flugmotoren, desgleichen der aussichtsreichen Erfindungen, welche die Luftfahrt und die Flugtechnik betreffen.

Das Reichsluftamt ist nicht zuständig für Fragen der Stellenvermittlung des früher in der Luftfahrt tätig gewesenen Personals, auch nicht für die Angelegenheiten der Demobilisierung, sondern das Demobilisierungsamt.

Das Reichsluftamt ist nicht zuständig für die Fragen der Verwertung des Heeresgeräts des Flugwesens, sondern das Reichsverwertungsamt.

Es ist nicht zuständig für die Fragen der Industrie, soweit sie volkswirtschaftlicher Art sind, sondern das Reichswirtschaftsamt.

Da von der derzeitigen Regierung eine Verstaatlichung des Luftverkehrs noch nicht ins Auge gefaßt ist, bildet das Reichsluftamt keine Flugzeugführer aus, stellt Flugzeugführer nicht an und treibt selbst keinen Luftverkehr.

Es muß besonders darauf hingewiesen werden, daß an einen Umfang der Luftfahrt, wie sie ihn im Laufe des Krieges aus militärischen Gründen erhalten hat, besonders für die nächste Zeit und bis sich die Völker und ihre Interessen für die internationale Luftfahrt orientiert haben, nicht zu denken ist.

Die vorhandenen Kriegs-Luftfahrtmittel sind für die derzeitige Friedensluftfahrt den anderen Verkehrs- und Beförderungsmitteln gegenüber nicht als konkurrenzfähig anzusehen.

Wenn für die militärischen Luftverkehrsmittel sofort Verwendungszwecke gesucht würden, so würde dies besonders jetzt im Winter mit den wenigen vorhandenen Betriebsstoffen von recht geringer Qualität in Verbindung mit der Vergaserfrage zu einem Zuverlässigkeitsergebnis führen, welches das Vertrauen der Öffentlichkeit nur erschüttern und die volkswirtschaftliche Entwicklung des Flugwesens für längere Zeit stark benachteiligen würde.

Für das für das Flugwesen für den Krieg eingeschulte Personal ist deshalb unvermeidlich, daß der weitaus größte Teil in seine früheren Berufe abwandert.

Es ist aussichtslos, der Hoffnung Raum zu geben, daß 10000 und mehr Flugzeugführer, die im Kriege fliegen gelernt haben, in absehbarer Zeit darauf rechnen können, in fliegerischer Tätigkeit ihre berufliche Existenz sehen zu dürfen; ganz abgesehen davon, daß die Material- und besonders die Betriebsstofffrage, selbst wenn andere Vorbedingungen gegeben wären, eine größere beruflich-fliegerische Betätigung für die nächsten Monate unmöglich machen.

Die meisten Flugzeugführer haben im Kriege auf Kosten des Staates fliegen gelernt. Sie haben schon aus diesem Grunde kein höheres Recht in Anspruch zu nehmen, ihre Militärdiensttätigkeit als ihren Zivilberuf zu betrachten, wie alle anderen Militärpersonen. Im Kriege ausgebildete Flugzeugführer sind meistens jugendlichen Alters. Sie müssen sich sowieso einen anderen Beruf suchen, da der Flugzeugführerberuf

immer nur ein Beruf für höchstens 4 bis 5 Jahren ist, wie die bisherigen Erfahrungen gezeigt haben.

Ferner kommt, wenn die Luftverkehrsfragen nach nationalen Gesichtspunkten beurteilt werden, für das derzeitige Deutschland die wichtige Frage der Rentabilität in Betracht.

Es stößt auf die größten Schwierigkeiten, in einem deutschen Luftverkehr die vorhandenen Luftverkehrsmittel im Interesse der Volkswirtschaft nützlich und gewinnbringend zu verwenden, das soll heißen, gewinnbringend für das Luftverkehrsunternehmen und besonders gewinnbringend den Zwecken, für welche luftverkehrt wird. Ist das letztere nicht möglich, dann entfallen die Zwecke und damit die Anwendung der Luftfahrt für diese Zwecke.

Im Kriege ist der Öffentlichkeit nicht bekannt geworden, in welchem Verhältnis der Einsatz der Mittel zu den fliegerischen Leistungen steht, die, wenn man sie wirtschaftlich ausnützen und die Rentabilität ins Auge fassen müßte, in einem ganz anderen Lichte als im Lichte nationaler Kriegsbegeisterung erscheinen würden.

In den Friedensjahren 1910 bis 1914 war die Industrie für den immerhin von der Welt erwarteten Krieg beschäftigt. Wenn der Krieg nicht ausgebrochen wäre, wäre noch jahrelang aus dem Grunde, daß man den Krieg erwartet hätte, eine erheblich größere Beschäftigungsmöglichkeit gegeben, als es heute nach dem Kriege der Fall ist.

Mithin ist der Umfang, den die Flugzeugindustrie und das Flugwesen vor dem Kriege angenommen hatten, größer gewesen, als er heute für die nächste Zukunft sein kann.

Während des Krieges hat sich der in Betracht kommende Stand der Luftfahrtmittel vervielfacht, so daß wir vor einer vollständigen Überentwicklung gegenüber den Friedensverwendungsmöglichkeiten stehen.

Die Industrie wird sich deshalb ebenso wie die Flugzeugführer zum weitaus größten Teil auf eine andere Tätigkeit umstellen müssen.

Ein geschäftlicher Erfolg der künftigen Flugzeugindustrie wird erst in den Bereich der Möglichkeit gezogen werden können, wenn die Luftfahrt sich international, ohne Rücksicht auf Städte, Dörfer, Grenzen, Zölle, Nationalität und Wasserüberfahrt, in der Luft abwickelt und alle organisatorischen nationalen Momente auf der Erde bei Start, Landung und Notlandung erledigt werden können, so daß dadurch dem Flugzeug eine Überlegenheit über die anderen Verkehrsmittel für gewisse Zwecke und Entfernungen gegeben wird.

Die Flugzeugfabriken werden also wieder Versuchswerkstätten werden, und in der Zucht neuer Typen für Verkehrszwecke wird das Mittel für den wirtschaftlichen Aufbau einer späteren internationalen konkurrenzfähigen deutschen Luftfahrt zu sehen sein.

Die Flugtechnik und das Flugwesen stecken, im großen und ganzen gesehen, noch im Entwicklungsstadium.

Das Flugzeugsystem, mit welchem wir fliegen, ist in seiner heutigen Gesamtheit anscheinend am Ende seiner Entwicklungsmöglichkeit angekommen.

Man kann ein solches Flugzeug wohl noch größer, schneller, tragfähiger, kleiner, steigefähiger, steuerbarer, labiler, stabiler machen.

Die hier gesagten einzelnen Momente aber hängen so voneinander ab und balancieren sich als Werte so gegeneinander aus, daß, relativ gesehen, Wind und Wetter einen gewissen Grad von Einfluß haben, der die Anwendungsmöglichkeit dieses Systems in einem regulären Verkehr beschränkt.

In der Konkurrenz mit anderen Verkehrsmitteln kommt für das Flugzeug auch noch der wesentliche Nachteil in Betracht, daß die anderen Beförderungsmittel auf der Erde auch die Nacht zur Verfügung haben.

Alles, was abends an schriftlicher Tagesarbeit fertig ist, kann am nächsten Morgen, z. B. von Frankfurt a. Main und München aus, mit der Eisenbahn in Berlin eingetroffen und den Interessenten zugestellt sein.

Das Flugzeug würde erst am nächsten Nachmittag in Berlin sein, da es erst am nächsten Morgen fliegen kann.

Nachtflüge gehören für den öffentlichen, zuverlässigen Verkehr in das Reich der Wünsche; selbst bei großen Entfernungen über Land wird das Flugzeug vorläufig aus demselben Grunde noch da konkurrenzfähig sein, wo andere moderne

Verkehrsmittel, wie Eisenbahn, Automobil usw. vorhanden sind. Wenn man dazu für das Flugzeug Zugang und Abgang vom Flugplatz und außerdem annimmt, daß der Fluggast und der Führer nach 12stündigem Flug auch schlafen muß, und der Eisenbahngast aus der Eisenbahn ebenso ausgeschlafen aufsteht und seine großen Koffer bei sich führt, dann ist die Konkurrenzfähigkeit des Flugzeugs nicht als sehr groß anzusehen.

Es darf auch nicht übersehen werden, daß der Luftverkehr kein regulärer nach einem festen Fahrplan sein kann.

Es kann nur ein zufälliger Luftverkehr sein, der von Fall zu Fall bei einigermaßen gutem Wetter stattfindet.

Mit einer Statistik über die Ausbildungskosten, die Unfälle und Todesstürze bei der Ausbildung von Flugzeugführern in den vier Kriegsjahren wäre es ein leichtes, nachzuweisen, daß allein die Aufwendung für die Ausbildung von Flugzeugführern in einem recht ungünstigen Verhältnis steht zu einem Ergebnis, welches für Friedens- und wirtschaftliche Zwecke erwünscht scheint. Dies erscheint wichtig, wenn bei einer verstaatlichten Luftfahrt der Staat diese Kosten übernehmen soll. Es muß ferner ins Auge gefaßt werden, daß alle 2 bis 3 Jahre neues Fliegerpersonal ausgebildet werden muß.

Wenn man von mir verlangt, eine Denkschrift eines begeisterten Sportsmannes zur Verherrlichung der Luftfahrt für ein reiches Land zu schreiben, so soll diese Denkschrift nur von Optimismus und Begeisterung für unsere Luftfahrt getragen sein.

Als Leiter eines Reichsluftamts aber fühle ich mich verpflichtet, meiner idealen Begeisterung die Fesseln der national-ökonomischen Zweckmäßigkeit anzulegen, denn es handelt sich hier nicht um mein Geld, sondern um Pflichten dem sehr unglücklichen deutschen Volke gegenüber, das im größten Kriege aller Zeiten von der ganzen Welt besiegt und von seinen Freunden verlassen wurde.

Mit der Bevormundung und Schädigung des Volkes durch irreführende Ermutigung muß endlich aufgehört werden; jedenfalls sollte man die Luftfahrt behördlicherseits mit solchen Irreführungen nicht belasten.

Die Finanzlage des Reiches gestattet zurzeit nicht, daß lediglich, um interessierten Kreisen die Existenzmöglichkeit zu erleichtern, Rohmaterialien und Gegenstände ohne Nutzen verwendet werden, da die Rohmaterialien, Betriebsstoffe usw. zu volkswirtschaftlich wichtigeren anderen Zwecken so sehr notwendig gebraucht werden, daß jede unwirtschaftliche Verwendung ausgeschlossen sein wird.

Die offene Darlegung der wirklichen Tatsachen erscheint mir nützlicher als Hoffnungen zu erwecken, die keine Aussicht auf Erfüllung haben, da die Macht der Verhältnisse zurzeit summa summarum stärker ist als wir und unsere Wünsche und Begeisterung für die Luftfahrt.

Für die Zukunft der Luftfahrt gehen nun manche Bestrebungen dahin, die gesamte Luftfahrt zu verstaatlichen und sie für alle Zeiten den Händen der Industrie und der bisherigen Pioniere zu entreißen; nach der kurzen Entwicklungsperiode, die das Flugzeug und das Flugwesen durchgemacht hat, ist dies weder gerecht, noch nützlich. Der Staat ist nicht in der Lage, in diesem Entwicklungsstadium die persönliche Initiative der obengenannten Pioniere zu ersetzen.

Andere verfolgen die Idee, eine gemischt-wirtschaftliche Gesellschaft zu gründen, in welcher sich alle zurzeit maßgebenden Luftfahrtinteressen vereinigen sollen; es kämen dann wahrscheinlich nur einige große, leistungsfähige Unternehmer als Mitglieder dieser Gesellschaft in Betracht.

In dieser gemischt-wirtschaftlichen Gesellschaft soll dem Staate das jederzeitige Übergewicht dadurch gegeben werden, daß von 100 Einflußstimmen der Gesellschaft 51 auf ihn entfallen.

Dieser gemischt-wirtschaftlichen Gesellschaft, der sämtliche Industrie- und Luftverkehrsunternehmungen, welche Luftverkehr treiben wollen, angehören sollen, soll dann allein die Betätigung des Luftverkehrs vorbehalten, alle anderen Privatbestrebungen ausgeschlossen sein.

Was dagegen einzuwenden ist, ergibt sich für den Sachverständigen von selbst, abgesehen davon, daß sich ernstzunehmende Industrieunternehmungen kaum finden werden, die in einer Versuchs- und Entwicklungszeit die Kosten zu-

gunsten einer überwiegenden Staatsmaßgabe und Staatsaufsicht tragen werden.

Gesellschaften und kapitalkräftige Einzelpersonen werden dahingegen ihr Kapital immer riskieren, wenn Aussicht vorhanden ist, einen Gegenstand neu zu entwickeln, öffentliche Anerkennung zu finden und diese Erfolge in Form von Reklame auf ihren übrigen Geschäfte oder ihre Person auszunutzen, ohne daß es unbedingt notwendig wäre, daß sich der für die Luftfahrt geleistete Wert sofort in bare Münze umsetzen müßte; dies werden sie, wie die Erfahrung gelehrt hat, um so mehr tun können, wenn sie, von staatlichem Einfluß und Geschäftskontrolle frei, die Hoffnung haben dürfen, den eventuellen Geschäftserfolg auch zu erhalten; diese Situation sollte man auch in unserm künftigen Staate überall bis zu dem Moment möglich machen, bis ein Unternehmen zur Verstaatlichung reif ist.

Das spekulative Moment bildet einen erheblichen Ansporn, während es bei der Verstaatlichung oder bei einem Staatsunternehmen in Fortfall kommt, da der Staat solche Spekulationen nicht übernehmen kann infolge seiner Verantwortung, die er unter anderem dem Parlament gegenüber hat.

Die deutsche Heeresverwaltung hat im Kriege mancherlei Versuche unternommen, die dem Anfang einer verstaatlichten Luftfahrt ähnlich sahen; das rein flugtechnische Ergebnis war nicht bedeutend.

Aber selbst, wenn es sich um große flugtechnische Erfolge gehandelt hätte, so würde dadurch noch immer nicht der Beweis erbracht sein, daß ein verstaatlichtes Flugwesen leistungsfähiger sei.

Die Militärbehörde hat außerdem während des Krieges in bezug auf die ihr zur Verfügung stehenden Mittel viel größere Freiheiten als der Staat und jeder Privatmann oder eine Gesellschaft gehabt, bzw. sie hat sich alle denkbaren Freiheiten unter den Kriegsverhältnissen genommen.

Geld hat hier überhaupt keine Rolle gespielt und ebenso wenig parlamentarische Kontrolle.

Würde die deutsche Luftfahrt unter den heutigen Verhältnissen verstaatlicht, so wäre es nur eine Frage kurzer Zeit, und das verstaatlichte deutsche Flugwesen würde den anderen Ländern gegenüber konkurrenzunfähig werden und von selbst in sich zusammenfallen und dann bald wieder an Privatunternehmer veräußert werden müssen; ich glaube, man würde dann aber kaum einen Abnehmer für die vom Staate hergestellten Luftverkehrsmittel finden.

Die Beziehungen zum Auslande und seiner Luftfahrt dürfen heute auch nicht durch staatliche Monopolbestrebungen gehemmt sein, sondern die persönlichen Beziehungen der Fachleute müssen hier den internationalen Stand der technischen Momente ausgleichen.

Für eine Verstaatlichung muß auch vorausgesetzt werden, daß die zu verstaatlichende Sache so weit entwickelt ist, daß sie einen gewissen Überschuß in ihren Fähigkeiten und Verwendungsmöglichkeiten hat, wie z. B. die Eisenbahn.

Wenn der Staat bei der Verstaatlichung der Luftfahrt bei seinem bisherigen Standpunkt, nur dann zu verstaatlichen, wenn die Sache selbst eine Rentabilität sichert, bleibt, so werden die Rentabilitätsfragen schon bei den diesbezüglichen Beratungen die Verstaatlichung verhindern.

Denjenigen, welche kategorisch die Verstaatlichung des Luftverkehrs verlangen, sollte man auferlegen, eine mit Beweisen belegte Rentabilitätsberechnung über einen solchen Luftverkehr aufzustellen, hierbei auch die Frage der Möglichkeit der technischen Weiterentwicklung zu behandeln.

Für die Weiterentwicklung ist der wichtigste Faktor die persönliche Haftung und Verantwortung des einzelnen Unternehmers, der mit seinem Kapital, seiner geschäftlichen Zukunft und seiner Persönlichkeit dafür haften muß, daß das öffentliche Vertrauen zur Luftfahrt nicht gefährdet wird.

Eine solche Verantwortung bei einer verstaatlichten Luftfahrt zu erzielen, ist vorläufig noch nicht möglich.

Es ist für Deutschland auch zu berücksichtigen, daß wir in den letzten 50 Jahren unserer höchsten nationalen Einigkeit es nicht fertiggebracht haben, die Post, den Eisenbahnverkehr, selbst nicht einmal die Briefmarke, tatsächlich deutsch zu verstaatlichen, obgleich sämtliche Kontrollen hierzu, die

notwendig wären, um die bundesstaatlichen Interessen zu schützen, sich mit Sicherheit auf der Erde abwickeln können.

Es erscheint mir demzufolge mit Rücksicht auf den bundesstaatlichen Charakter des Deutschen Reiches, den es auch, wenn nicht alle Anzeichen trügen, für die Zukunft beibehalten wird, sehr fraglich, sämtliche bundesstaatliche Interessen in einer deutsch-verstaatlichten Luftfahrt zu vereinigen.

Die größte Aussicht auf Erfolg hat auch aus diesem Grunde die freie Betätigung der wirtschaftlichen Privatkräfte in der freien Konkurrenz eines deutschen und eines internationalen Luftverkehrs.

Man denke sich den oben angedeuteten Interessenausgleich einer deutschen verstaatlichten Luftfahrt innerhalb des Rahmens der Interessen einer internationalen Luftfahrt mit den anderen Staategebilden.

Eine verstaatlichte deutsche Luftfahrt in Konkurrenz mit der freien französischen Luftfahrt, die bisher erheblich befruchtend auf die internationale Luftfahrt wirkte, würde meines Dafürhaltens in technischer Hinsicht immer im Hintertreffen sein.

Würden wir aber mit einer verstaatlichten deutschen Luftfahrt zum internationalen Luftverkehr nicht zugelassen werden oder nicht konkurrenzfähig sein und infolgedessen nicht mitmachen können, so würde jeder Vergleichsmaßstab für unsere eigene technische Leistungsfähigkeit und Weiterentwicklung fehlen, denn im Frieden kann man sich die Vergleichsmomente dann nicht aus der Luft herunterschließen.

Anders ist die Frage der Flugplätze zu beurteilen; man wird sie zweckmäßig verstaatlichen, um die Kontrolle des Flugwesens und der Luftfahrt in der Hand zu behalten; einen Teil der dem Staate gehörigen Flugplätze könnte man an die Industrie vermieten, andere Teile bzw. die um- und anliegenden Plätze, um die Unterhaltung billiger zu gestalten, zu jeglicher Sportsbetätigung einrichten. Damit wäre das eigentliche Betätigungsfeld der Luftfahrtsmittel auf der Erde in der Hand des Staates.

Was wir für die nächste Zukunft brauchen, ist, daß durch erfolgreiche Versuche und Weiterentwicklung das Vertrauen der Öffentlichkeit dem Luftverkehr erst erworben wird.

Ferner die vorhandenen Luftfahrtsmittel nach bester Möglichkeit auch für die Weiterentwicklung nutzbar zu machen und alle Anwendungsmöglichkeiten auszunutzen; hierzu sind die Vorbereitungen in vollem Gange, und eine besondere Veröffentlichung wird in den nächsten Wochen über die Möglichkeiten und die Tätigkeit des Reichsluftamts in dieser Richtung Aufschluß geben.

Berlin, den 9. Januar 1919.

Der Unterstaatssekretär des Reichsluftamts.
gez.: August Euler.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 5. L. 46404. Anschlußleitung für Brennstofffuhrn von Verbrennungskraftmaschinen. Gebrüder Laderer, Inh. Jul. Laderer, Cannstatt. A. 8. 4. 18. E. 27. 2. 19.

46c, 14. H. 73634. Kurzschlußvorrichtung zur Sicherung gegen Vergaserbrand bei Explosionsmotoren. Dietrich Hemmer, Aschersleben, Augustapromenade 8. A. 28. 1. 18. E. 27. 2. 19.

46c, 19. N. 17303. Ventilkühlung. Nationale Automobilgesellschaft, Berlin-Oberschöneweide. A. 3. 5. 18. E. 27. 2. 19.

46a, 8. G. 44661. Vierzylindrige Zweitaktverbrennungskraftmaschine. Konrad Göckel, Oberhausen, Kr. Westerbürg. A. 2. 12. 16. E. 2. 3. 19.

46a, 23. St. 30743. Explosionskraftmaschine mit abwechselnd sich drehenden und festgestellten Kolben. Georg Sturm, Leipzig-Reudnitz, Breitkopfstr. 16. A. 18. 9. 17. E. 2. 3. 19.

46b, 19. A. 27994. Vorrichtung zum Regeln der Einspritzwassermenge für Verbrennungskraftmaschinen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 11. 6. 16. E. 2. 4. 19.

46a, 21. B. 86609. Zweitaktmaschinen mit gegenläufigen steuernden Kolben. Benz & Co., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim. A. 13. 6. 18. E. 20. 3. 19.

46c, 9. S. 44395. Vergaser mit sich drehenden Schaufeln. Daniel Siebenmann, Zürich, Schweiz; Vertr.: A. Gerson u. G. Sachse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 22. 9. 15. E. 20. 3. 19.

46c, 7. St. 30006. Spritzvergaser. Anton Steichele, Wertschstr. 5/4, und August Eckert, Oberer Graben G. 311, Augsburg. A. 13. 6. 16. E. 14. 3. 19.

46c, 21. S. 49024. Kühler mit auswechselbaren Elementen. Zus. z. Pat. 296342. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. A. 30. 9. 18. E. 14. 3. 19.

46c, 2. M. 61233. Vorrichtung zur Abdichtung und Schmierung der Führungen bewegter Maschinenteile von Brennstoffpumpen für Verbrennungskraftmaschinen. Dr.-Ing. Otto Mader, Dessau, Kaiserpl. 23. A. 27. 4. 17. E. 9. 3. 19.

46c, 4. Sch. 52177. Verbrennungskraftmaschinen-Zylinder. Dr.-Ing. Wilhelm Schmidt, Kassel-Wilhelmshöhe, Rolandstr. 2. A. 9. 11. 17. E. 9. 3. 19.

47e, 24. A. 30262. Pumpe für Kreislaufschmierung. Argus-Motoren-G. m. b. H., Berlin-Reinickendorf-Ost. A. 7. 3. 18. E. 24. 3. 19.

47e, 24. F. 42642. Ventillose Schmierpumpe. Fa. Alex. Friedmann, Wien; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 22. 12. 17. Schweiz. A. 29. 12. 16. E. 14. 3. 19.

47a, 9. St. 31032. Dünnwandiges gewölbtes Ventil für Pumpen und Kraftmaschinen. Ferdinand Strnak, Berlin-Schmargendorf, Sulzastr. 8. A. 26. 2. 18. E. 14. 3. 19.

77h, 2. L. 46401. Haltegurt für Lasten an Prallluftschiffen; Zus. z. Pat. 298940. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. A. 6. 4. 18. E. 27. 2. 19.

77h, 9. Z. 10232. Anlaufgrad für Flugzeuge. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., u. Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. A. 1. 12. 17. E. 27. 2. 19.

77h, 5. S. 47336. Flugzeugkühler. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. A. 27. 10. 17. E. 27. 2. 19.

77h, 5. A. 28134. Rumpfflugzeug mit vorne liegender Triebsschraube und hinter dem Führer schwenkbar gelagertem Maschinengewehr; Zus. z. Pat. 299149. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 27. 5. 16. E. 20. 3. 19.

77h, 5. A. 30479. Kuppelung der Tragflächenholme. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 22. 4. 18. E. 16. 3. 19.

77h, 5. B. 85084. Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge. Dr. Georg von dem Borne, Krietern bei Breslau. A. 3. 12. 17. E. 16. 3. 19.

77h, 5. D. 33796. Verspannungsglied für Luftfahrzeuge, Wasserfahrzeuge u. dgl. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Berlin, Belle-Allianceplatz 2. A. 8. 10. 17. E. 16. 3. 19.

77h, 5. A. 30118. Hebelsteuerung für Flugzeuge. Ago Flugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 22. 1. 18. E. 23. 2. 19.

77h, 5. H. 74437. Lagerung für in Flugzeuge starr einzubauende Maschinengewehre. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26. A. 27. 5. 18. E. 23. 2. 19.

77h, 5. Sch. 51814. Vorrichtung zur Übermittlung von Befehlen auf Luftfahrzeugen. Erich Schlechte, Leipzig-Volkmarisdorf, Juliusstr. 23. A. 21. 8. 17. E. 23. 2. 19.

77h, 5. Z. 10090. Umlaufgetriebe für Luftfahrzeuge. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Graf Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. A. 20. 8. 17. E. 23. 2. 19.

Patenterteilungen.

46a, 9. 311153. Motor mit schräg zueinander gestellten Zylindern. Arthur Hardt, Graz; Vertr.: Dr.-Ing. B. Bloch, Pat.-Anw., Berlin NW. 21. 3. 17. H. 71799. Österreich 4. 5. 16.

46c, 2. 310059 »K«. Selbsttätig wirkende Vorrichtung zur Wiedergewinnung von Schleuderöl aus Umlaufmotoren. Paul A. Hampel, München, Wörthstr. 15. 21. 11. 17. H. 73178.

46c, 28. 311059. Elektrische Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 14. 2. 15. B. 79009.

46c, 28. 311060. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 7. 3. 15. B. 79141.

46c, 28. 311061. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 16. 3. 15. B. 79829.

46c, 28. 311062. Elektrische Anlaßvorrichtung. Eismann-Werke Akt.-Ges., Stuttgart. 23. 1. 18. E. 22899.

46c, 28. 311003. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen von Fahrzeugen. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 12. 1. 15. B. 78823.

77h, 6. 311010. Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen. K. Mohns & E. Sohr, Luftschraubenfabrik, Berlin-Baumschulenweg. 27. 11. 15. M. 58827.

77h, 6. 311050. Hohle Metallflugschraube. Jakob Kreitmayer, München-Neuhausen, Romanstr. 5a. 6. 12. 17. K. 65161.

77h, 9. 311011. Wasserflugzeug; Zus. z. Pat. 307561. Gustav Pieske, Berlin, Blücherstr. 1. 31. 8. 15. P. 34198.

77h, 4. 311278. Hülle für Starrluftschiffe. Reinhold Richter, Berlin-Schöneberg, Sponholzstr. 24. 13. 7. 16. R. 43449.

77h, 5. 311257. Höhensteuerung für Flugzeuge mit verstellbaren Tragflächen. Dr. Carl Hertel u. Carl W. Paul, Bremen. 6. 4. 13. P. 31531.

77h, 9. 311099. Druckluftstoßdämpfer zur Dämpfung des Stoßes abfallender Körper, insbesondere für Flugzeuge. Wilhelm Zurovec, Budapest; Vertr.: F. Meffert u. Dr. L. Seif, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. 19. 2. 18. Z. 10320.

77h, 6. 311302. Verstellbarer Propeller. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardpl. 19. 6. 12. 17. L. 45922.

77h, 9. 311367. Luftfederung für Flugzeuge. Alfred Joël & Cie., Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois Reymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 6. 4. 17. J. 18345. Schweiz 27. 3. 17.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Technisch-literarischer Führer: Betriebswissenschaften. Zusammengestellt von Dr.-Ing. Georg Sinner. Herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure, Berlin 1919. Selbstverlag. 120 Seiten. Preis M. 2,75.

Im Gegensatz zu den anderen Wissenschaften, die ihre Forschungsarbeiten vorwiegend in Form von Buchliteratur veröffentlichen, spielt in der Technik die Fachzeitschrift die wichtigste Rolle. Infolge der rasch fortschreitenden Entwicklung werden vielfach die wertvollsten Gedanken, Untersuchungen und Forschungen darin niedergelegt. Darum ist es unbedingt notwendig, daß der Ingenieur zu einer zweckmäßigen Benutzung und restlosen Verwertung des ihm hier Gebotenen angeleitet wird, damit das Ziel, der Fortschritt des Ganzen, mit bestem Wirkungsgrade, d. h. möglichst ohne Doppelarbeit, erreicht wird.

Auf dem Gebiete der Betriebswissenschaften, das heute von besonderem Interesse ist, da sich zahlreiche Fabriken auf die Herstellung anderer Erzeugnisse, auf neue Arbeitsverfahren und die Verwendung anderer Arbeiterklassen umstellen müssen, versucht der vorliegende betriebswissenschaftliche Führer dem Ingenieur eine derartige Anleitung zu geben. Unter etwa 60 Schlagworten sind die wichtigsten Bücher und Aufsätze der in- und ausländischen technischen und volkswirtschaftlichen Fachzeitschriften, die während der letzten zehn Jahre erschienen sind, nach Verfasser, Titel, Jahr und Umfang sowie mit einer kurzen Inhaltsangabe angeführt. Die Kriegserfahrungen auf diesem Gebiete kommen voll zur Geltung, namentlich in den Abschnitten Lehrlings- und Arbeiterausbildung, Kriegsteilnehmer und Industrie, Normung, Spezialisierung, Wissenschaftliche Betriebsführung. Mancher erfahrene Betriebstechniker wird beim Durchblättern des kleinen Werkes mit Staunen erkennen, wieviel auf dem Gebiete der Betriebsführung literarisch bisher schon geleistet wurde, und die neuzeitliche Fabrikverwaltung wie auch das kaufmännische Großunternehmen dürften aus der Schrift zahlreiche wertvolle Anregungen entnehmen können.

Deutsche Luftfahrt, Rückblicke und Ausblicke. Von Eugen Zabel (Verlag Gustav Braunbeck G. m. b. H., Berlin W. 35). Gr. Okt. 136 Seiten mit farbigem Titelbild. Preis kart. M. 4. Von Johannisthal an der Oberspreewälder See führen uns diese frisch und anschaulich ausgeführten Schilderungen über das Gebiet der »Eroberung der Luft« von Montgolfier und allerlei Versuchen zu Goethe, Böcklin und anderen Erfindern zum »glücklichen Unglück« Zeppelins. Be-

sonders ausführlich ist die Luftschiffwerft von Schütte-Lanz in Zeesen bei Königswusterhausen mit ihren Einrichtungen behandelt.

Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde. Von Oberlehrer W. Immler. Verlag: C. J. Volckmann Nachf. G. m. b. H., Charlottenburg. Okt. 141 Seiten mit 53 Abbild., 6 Tabellen einschl. 3 Tafeln. Preis geb. M. 3,80.

Neudeutscher Parlamentarismus. Von J. Giesberts. M. d. R. Verlegt von der »Arbeitsgemeinschaft für staatsbürgerliche und wirtschaftliche Bildung«. Berlin W. 35. Gr. Okt., 16 S. Preis 25 Pf.

Das Eisenhüttenwesen. Von F. W. Wedding. Aus Natur und Geisteswelt. 20. Bändchen. 5. Aufl. Verlag: B. C. Teubner, Leipzig-Berlin. Okt., 130 S. mit 22 Abbild. Preis geb. M. 1,50.

Jahrbuch 1917/18. Der Krieg und die Seeschiffahrt unter besonderer Berücksichtigung des Norddeutschen Lloyd. (IV. Teil.) Welt-Reise-Verlag G. m. b. H., Berlin. Gr. Okt. 346 S. mit 32 Abb., 1 Meereskarte, 5 Photographien.

Der Weg zum Volksstaat. Von Dr. Friedrich Naumann, M. d. R. Verlag der »Arbeitsgemeinschaft für staatsbürgerliche und wirtschaftliche Bildung«, Berlin. Gr. Okt., 10 S. Preis 25 Pfg.

Handbuch des Kaiserlichen Aero-Club 1918. Okt., 199 S. Selbstverlag des Aero-Club, Berlin W. 35. Schöneberger Ufer 40.

Luftverkehrsrecht. Eine staatsrechtliche und völkerrechtliche Würdigung der Rechtsfragen der Luftfahrt. Von Dr. Albrecht Wolters. Okt., 191 S. Verlag: H. Warkenhans, Rostock. Preis geh. M. 6,40.

Die Ukraine. Monatsschrift für deutsch-ukrainische Volks-, Wirtschafts- und Kulturpolitik. Organ der »Deutsch-ukrainischen Gesellschaft«. 1. Jahrg., Heft 1. Verlag: Dorendorf & Dresel, Hamburg 1. Okt., 24 S. Preis 75 Pfg. die Einzelnummer.

Aus eigener Kraft. Bilder von deutscher Technik und Arbeit für die reifere Jugend. Von Dipl.-Ing. Carl Weihe. Gr. Okt., 139 Seiten mit 20 Abbild. Preis kart. M. 4,50, geb. M. 5,50. Hierzu Teuerungszuschläge. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin 1918.

Das Buch ist eine Jugendschrift. — Die technische Arbeit wird im Rahmen einer spannenden Erzählung geschildert. Die deutsche Technik und Industrie hat uns ein vierjähriges Ausharren ermöglicht, sie wird auch in erster Linie die Wiedererstarkung unseres Wirtschaftslebens ermöglichen und damit unsere Stellung in der Welt erringen.

Ohne sich allzusehr ins Einzelne zu verlieren, schildert das Buch die Versorgung Deutschlands mit Rohstoffen und deren Verarbeitung, die Luftstickstoffgewinnung und ihre Bedeutung für Kriegs- und Friedenswirtschaft, die Herstellung der Geschütze und der Munition und vieles andere. Auch für den Erwachsenen, namentlich den Lehrer und Familienvater, der von der jungen Welt mit tausenderlei Fragen bestürmt wird, auf die das Buch die Antwort gibt, wird die Lektüre manche wertvolle Anregung bringen.

Die Erzeugungsfirma der in Aufsatz »Flugzeugstandmotoren-Zündapparate des feindlichen Auslandes« beschriebenen »Dixie«-Zündapparate ist die Splitdorf Electrical Co. of Newark. N. S. (siehe Seite 137, Heft 19/20, Jahrg. 1918).

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Wir erhielten verspätet die Nachricht, daß unser Mitglied,

Herr Lt. d. Res. Römmler

bei einem Dienstfluge in Karlshorst tödlich abgestürzt ist.
Wir werden ihm stets ein ehrendes Gedenken bewahren.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das Geschäftsjahr aufgenommen:

Herr Oberleutnant Erich Niemann, Charlottenburg, Dernburgstr. 50.

Herr Dipl.-Ing. Fritz Wendt, Berlin, Belle-Allianceplatz 2.

Herr cand. ing. Henrich Focke, Alt-Glienicke, Kr. Teltow, Werderstr. 5.

Herr Dipl.-Ing. Robert Knorr, Johannisthal, Stubenrauchstr. 17/II.

3. Adressenänderungen.

Dr.-Ing. Bader, Berlin W. 30, Stübgenstr. 8.

Privatdozent Dr. Max Dickmann, Gräffeling b. München, Bergstr. 42.

Oblt. Madelung, Berlin, Hallesche Str. 20.

Dipl.-Ing. Fritz Müller, Berlin-Halensee, Küstrinerstraße 4/III.

Mar.-Ob.-Ing. Wilh. Gerhards, Kiel, Lübecker Chaussee 2/I

Curt Hanfand, Berlin W., Bayreutherstr. 7.

Prof. E. Voßnack, Delft i. Holland, Techn. Hochschule.

Geh. Admiralitätsrat Capelle, Hamburg, Deutsche Seewarte.

4. Wir bitten unsere verehrten Mitglieder, den Jahresbeitrag von M. 25 für das VIII. Geschäftsjahr 1919 unserem Postscheckkonto Köln 25792 anweisen zu wollen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Lieutenant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Gsh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Gsh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenbergl-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Gsh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOURKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Prof. Dr. v. MISES

Strabburg, z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dipl.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Gsh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - Gravenhage

Gsh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität
Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPLE

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

22. Februar 1919.

Heft 3 und 4.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbart Vorreiter, Nikolaassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolaassee.“

INHALT:

Ein graphisches Rechenblatt für Flugzeugrechnungen. Von Prof. Dr. R. von Sanden, z. Z. München. S. 17.
Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter. Von Marinebaurat W. Laudahn. S. 19.

Bemerkung zum Aufsatz: „Der italienische Caproni-Doppeldecker“. Von Dipl.-Ing. Leo Kirste, Wien. S. 40.
Patentschau. S. 40. — Bücher-Besprechungen. S. 43.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 44.

Ein graphisches Rechenblatt für Flugzeugrechnungen.

Von Prof. Dr. H. von Sanden, z. Z. München.

Die Genauigkeit, mit der die Grundlagen der in der Praxis vorkommenden Rechnungen bei Neukonstruktionen oder der Auswertung von Messungen gegeben sind, ist so beschränkt, daß ihr graphische Rechenmethoden völlig Genüge leisten. Deren große Übersichtlichkeit gewährt der numerischen Rechnung gegenüber so erhebliche Vorteile, daß ihre Anwendung in weiterem Umfange als bisher zu empfehlen ist.

Besonders wenn Rechnungsgrundlagen graphisch gegeben sind, wie es beim Polardiagramm, den Motor-Propellercharakteristiken usw. der Fall ist, bietet die graphische Rechnung noch den Vorteil größerer Genauigkeit, da eine Approximation der empirischen Funktionen durch Formeln (z. B. für den Schraubenzug) entweder schwerfällig oder zu ungenau wird, während die graphische Rechnung sich ganz an die gegebenen Funktionen anschließen kann.

Im folgenden wird ein graphisches Rechenverfahren in Anlehnung an das Polardiagramm beschrieben, das sich in den Bayer. Flugzeugwerken gut bewährt hat, sowohl bei Vorausberechnungen (beim Vergleich von Flügelprofilen usw.), als auch bei der Auswertung von Versuchsergebnissen. Vom Punkte O geht horizontal die C_w -Achse, vertikal die C_g -Achse

aus. Die Maßstäbe verhalten sich wie üblich 1:5 und die Einheit für $C_g = 1,0$ ist 10 cm. Zwischen diese Achsen wird das Polardiagramm eingetragen. Senkrecht zur C_w -Achse wird rechts am Rande ein Maßstab für das Flugzeug-Gesamtgewicht G aufgetragen (10 cm für 1000 kg). — Durch den Punkt $C_g = 1,0$ wird parallel zur C_w -Achse eine zweite Gewichtsskala nach links aufgetragen mit gleicher Längeneinheit wie die erste. Auf dieser Skala wird das Produkt $F \cdot q$ dargestellt (F Flügelfläche, q Staudruck).

Parallel zur C_w -Achse wird über dem Polardiagramm eine Skala für den Schraubenzug S aufgezeichnet. Die Einheit ist 5 cm für 100 kg. Die Maßstäbe der Skalen für Schraubenzug und Gewichte verhalten sich also auch wie 1:5. Unter der Skala für den Schraubenzug sieht man eine horizontale Skala für den Neigungswinkel φ der Flugbahn (Winkelteilung nach Graden und dimensionslos).

Der Abstand dieser Skala von der C_w -Achse ist 20 cm, dann stellt 1 cm mit Berücksichtigung des Maßstabverhältnisses 1:5 einen Winkel von 0,01 im Bogenmaß dar. Positive φ sind nach links, negative nach rechts aufgetragen. Links befindet sich eine vertikale (reziprok geteilte) Skala für die Flügelfläche F, ganz unten eine Skala für den Staudruck q und darüber ein Kurvensystem, das zusammen mit q die Geschwindigkeit V und die Flughöhe h darstellt. Die Höhenskala läuft der C_g -Achse parallel, V ist der Index der Kurvenschar.

Von den sonst noch sichtbaren Kurven wird später die Rede sein. Zuerst soll die Benutzung des Schemas an einem Beispiel erläutert werden.

Das Polardiagramm des ganzen Flugzeugs liege vor und wird eingezeichnet. Das Gewicht des Flugzeuges sei 1300 kg. Man sucht diesen Wert auf den beiden Gewichtsmaßstäben auf und zieht die Geraden AB und CD . Die Flügelfläche sei 25 m². Man sucht den Wert auf der F -Skala und zieht durch den Teilstrich die Gerade PQ . Es werde nun angenommen, daß in 3 km Höhe ein Schraubenzug von 160 kg zur Verfügung steht. Gefragt ist nach den möglichen Flugzuständen. Man wird diese für verschiedene Anstellwinkel, die auf der Polarkurve angetragen sind, untersuchen.

Für $\alpha = 3^\circ$ ergibt sich das zum Gleichgewicht erforderliche $F \cdot q$ gemäß der Gleichung $F \cdot q \cdot C_a = G$ dadurch, daß

man durch den Punkt $a = 3^\circ$ der Polarkurve die horizontale Gerade $a-b$ zieht. b sei der Schnittpunkt mit der Vertikalen CD).

Durch den Nullpunkt O des Polardiagramms und den Punkt b zieht man einen Strahl, der die Gewichtsskala im Punkte d trifft. Damit ist $F \cdot q = 1690$, das zu $C_a (3^\circ)$ gehörige Produkt, bestimmt ($G : Fq = C_a : 1$). Den Punkt d verbindet man jetzt mit dem Punkt R , dem Nullpunkt der q -Skala ganz unten, und erhält auf der „Flächengeraden“ PQ den Schnittpunkt e , senkrecht unter dem der Teilstrich der q -Skala liegt, der den zu $\alpha = 3^\circ$ gehörigen Staudruck $q = 68$

1) Das Ziehen derartiger Hilfslinien ist unnötig, wenn das ganze Schema auf Millimeterpapier angelegt wird. Man markiert dann nur den Punkt b . Der Deutlichkeit halber sind in der Figur alle Hilfslinien gezogen.

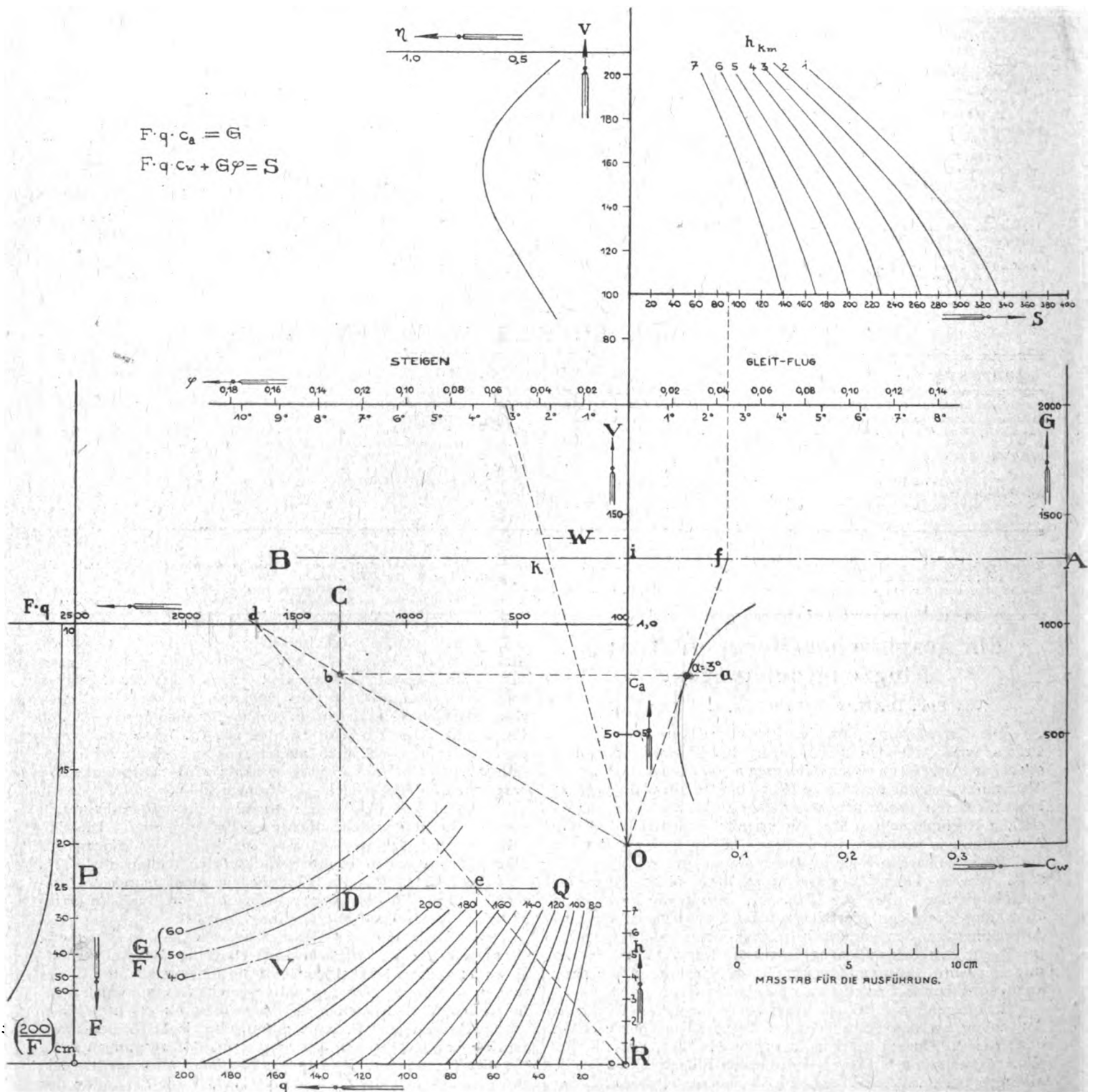


Fig. 1.

anzeigt: $\left(q : \frac{200}{F} = \frac{qF}{10} : 20\right)$. Das Lot vom Punkte c bis zum q -Teilstrich herunter gibt durch die Schnitte mit der V -Kurvenschar sofort die Geschwindigkeiten in verschiedenen Höhen. Also z. B. in 3 km 139 km/Std. Verbindet man weiter den Punkt $a = 3^0$ der Polarkurve mit dem Nullpunkt O , so schneidet diese Verbindungsgerade die Horizontale AB in einem Punkt f . Senkrecht über diesem Punkt f findet man den Skalenstrich der Schraubenschubskala (90 kg), der den zum Horizontalflug mit $\alpha = 3^0$ notwendigen Schub angibt ($\bar{f} = \frac{C_w}{C_a} \cdot G$). Ist der verfügbare Schub größer, etwa 60 kg, wie angenommen, so greift man den Überschuß 160 — 90 = 70 kg mit dem Zirkel ab und trägt ihn auf der Geraden AB von ihrem Schnittpunkte i mit der C_a -Skala nach links ab bis zum Punkte k .

Die Gerade Ok schneidet nun die q -Skala in einem Teilstrich (0,055), der den Anstieg der Flugbahn unter dem vollen Schraubenzug von 60 kg angibt. Die Steiggeschwindigkeit ist $W = q \cdot V$. Um auch dies Produkt als Länge darzustellen, ist links auf der C_a -Achse noch eine Geschwindigkeitsskala angebracht. Die Länge eines Lotes, das in dem Teilstrich V auf dieser Skala errichtet wird, bis zum Schnittpunkt mit der Geraden Ok gibt die Steiggeschwindigkeit W an, und zwar bedeuten 5 cm 10 km/Stunde. Es läßt sich also der Flugzustand für $\alpha = 3^0$ und ebenso für andere Anstellwinkel und Schraubenschübe durch Ziehen von einigen Geraden übersehen, wobei von den Geraden nur Schnittpunkte zu markieren sind. Die Richtigkeit der angegebenen Konstruktion folgt aus dem Vergleich ähnlicher Dreiecke in einfachster Weise aus den Grundgleichungen

$$\begin{aligned} F \cdot q \cdot C_a &= G \\ F \cdot q \cdot C_w + G \cdot q &= S. \end{aligned}$$

Beim Entwerfen von Flugzeugen hat man vielfach Flügelprofile zu vergleichen. Statt die Polarkurven übereinander zu zeichnen, was leicht unübersichtlich wird, verschiebt man die einzelnen Kurven etwa um 1 cm nach rechts oder links und hat dann nur den Schraubenschub S von einem anderen Nullpunkt aus zu zählen.

Links von der F -Skala kann man sich eine Kurve des Flächengewichts herzeichnen aus einer Durchschnittsannahme für das Gewicht 1 qm. Ferner erleichtert es die Übersicht beim Entwerfen, die Kurven konstanter Flächenbelastung G/F einzuzichnen, die vom Schnittpunkt der beiden Geraden CD und PQ bei der Variation von F und G mit $G/F = \text{konst.}$ beschrieben werden.

Das System von Motor und Propeller ist charakterisiert durch Angabe des Schraubenschubs als Funktion der Geschwindigkeit und Flughöhe. Falls eine derartige Funktion gegeben vorliegt, so ist sie leicht dadurch darzustellen, daß man auf der nach oben verlängerten C_a -Achse eine Skala für die Flugeschwindigkeit anbringt. Dann lassen sich über die S -Skala Kurven für den Schub in verschiedenen Höhen einzeichnen, wie es in der Figur geschehen ist¹⁾. Damit sind dann alle Grundlagen gegeben und können ohne Annäherungsformeln benutzt werden. Um etwa die maximale, vom Flugzeug erreichbare Höhe oder die Maximalgeschwindigkeit in einer bestimmten Höhe zu ermitteln, findet man leicht ein konvergentes Verfahren unter Benutzung der Kurvensysteme für S und (V, h) , das die gesuchte Höhe ermitteln läßt. Umgekehrt lassen sich Ergebnisse von Versuchsflügen leicht in das Schema eintragen und damit die Charakteristiken des Motors usw. gewinnen.

Ein Wettbewerb für Flugzeug-Rohrschalter.

Von Marinebaurat W. Laudahn.

I. Preisgericht und Ausschreibungsbedingungen.

Die Not der Kriegszeit hat auch in Deutschland deutlicher als in glücklicheren Zeiten der Vergangenheit das Bedürfnis nach Vereinheitlichung technischer Konstruktionen hervor-

¹⁾ Unter Annahme gleichbleibender Motordrehzahl läßt sich neben der V -Skala noch die Kurve des Propellerwirkungsgrades η anzeichnen.

treten lassen. Fast für alle Gebiete der Technik sind Ausschüsse gebildet worden, die unter dem Vorsitze hervorragender Fachleute Ausführungsnormen festzustellen haben, und selbstverständlich haben diese Bestrebungen auch im Flugwesen die verdiente Beachtung gefunden. Der »Normenausschuß des Kriegsverbandes der deutschen Flugzeugindustrie« hat sich — unter der bewährten Leitung des bekannten Direktors der »Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt« in Adlershof, Prof. Dr.-Ing. Bendemann, vorbildlich arbeitend — um die Schaffung brauchbarer Flugzeugnormen große Verdienste erworben.

Als der Ausschuß daran ging, die benzin-, öl- und wasserführenden Absperrorgane baulich zu vereinheitlichen, kam er zu der Überzeugung, daß die bisher verwendeten Konstruktionen dieser Art zu große Mängel aufwiesen, um als Unterlagen für die Arbeiten des Ausschusses ohne wesentliche Änderungen verwendet werden zu können. Einen Weg, solche Unterlagen in brauchbarer Form schnellstmöglich zu erlangen, sah er in der Ausschreibung eines Wettbewerbs, die in der Sitzung vom 7. März 1918 endgültig beschlossen wurde. Da es zweifelhaft war, ob man künftighin an der bisherigen Ausführung solcher Absperrorgane als Hähne festhalten oder aber auch Ventile, Schieber od. dgl. mit Vorteil benutzen würde, so wurde die Ausschreibung auf »Rohrschalter« bezogen, womit man den Versuch machen wollte, einen allgemeingültigen deutschen Ausdruck für »Absperrorgan« (also Hähne, Ventile, Schieber u. dgl. m.) in die Praxis einzuführen. Der Ausdruck kann als glücklich gewählt bezeichnet, seine allgemeinere Verwendung daher empfohlen werden, da er in kürzester Form den Zweck der betreffenden Bauteile gut kennzeichnet.

Für den Wettbewerb, dem seitens des Reichsamts des Innern sowie der hauptsächlich beteiligten militärischen Behörden — Kriegsministerium bzw. Inspektion der Fliegertruppen und Reichs-Marineamt — in weitgehendem Maße Unterstützung zugesichert und geleistet wurde, konnten aus Mitteln der Nationalflugspende drei Preise — ein erster von M. 5000, ein zweiter von M. 3000 und ein dritter von M. 2000 — zur Verfügung gestellt werden, über deren Verteilung ein Preisgericht zu entscheiden hatte, das aus drei Vertretern der beiden hauptbeteiligten Behörden (Inspektion der Fliegertruppen und Reichs-Marineamt), drei Vertretern der Flugzeugindustrie und einem Vertreter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt zusammengesetzt wurde und in dem der Verfasser dieses Berichts den Vorsitz übernahm. Als Mitglieder wurden im übrigen bestellt:

Als Vertreter der Flugzeugmeisterei (Inspektion der Fliegertruppen):

Leutnant Dechamps,
Ingenieur Dr.-Ing. Pülz.

Als Vertreter der Flugzeugindustrie:

Dipl.-Ing. Hoffmann (Luftfahrzeug-Gesellschaft),
Dipl.-Ing. Schubert (Albatros-Werke),
Dipl.-Ing. Wolff (Siemens-Schuckert-Werke).

Als Vertreter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt:
Ingenieur F. C. Müller.

Zur Prüfstelle wurde die Instrumentenabteilung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bestimmt, deren Leiter, Dipl.-Ing. Gsell, als Mitglied mit beratender Stimme dem Preisgerichte angegliedert wurde.

Die Wettbewerbsbedingungen forderten von den am Wettbewerb teilnehmenden Firmen Neukonstruktionen von Durchgangs-, Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schaltern, von denen Probeausführungen vorgeschriebener Abmessungen — 6, 12 und 18 mm l. W. bei den Durchgangs-, 12 mm bei den übrigen Schaltern — bis zum 1. Juli 1918 bei der Prüfstelle eingeliefert werden sollten. Auf Beschluß des Preisgerichts wurde diese Frist jedoch bis zum 1. August 1918 verlängert, weil sich bald zeigte, daß die zur Herstellung der Modelle gewährte — übrigens im Einverständnis mit einer ganzen Reihe hauptbeteiligter Firmen festgesetzte — Zeit unter den Erschwerungen des vierten Kriegsjahres von der überwiegenden Mehrheit der Wettbewerbsteilnehmer nicht eingehalten werden konnte; nur einer einzigen Firma — Gustav Heyde in Dresden-N. — gelang es, die für die Anlieferung der Probeausführungen ursprünglich gültigen Bedingungen im vollen Umfange zu erfüllen. Aber

selbst unter der angegebenen Erleichterung konnten von 95 Firmen, die ihre Beteiligung am Wettbewerbe planmäßig angemeldet hatten, trotz weitgehenden Entgegenkommens vom Preisgerichte nur insgesamt 13 zugelassen werden, während den übrigen unter Verlängerung der Einlieferungsfrist bis zum 1. September 1918 anheimgegeben wurde, die für die Wettbewerbszwecke schon hergestellten oder doch in Herstellung begriffenen Modelle außer Wettbewerb prüfen zu lassen — ein Zugeständnis, von dem indessen nur sehr wenige Gebrauch gemacht haben. Die zum Wettbewerbe zugelassenen Firmen usw. sind nachstehend aufgeführt:

1. Gebr. Jacob, Armaturenfabrik in Zwickau i. S.,
2. Fritz Achilles, Dipl.-Ing. in Frankfurt a. O.,
3. Julius Pintsch A.-G., Niederlassung Frankfurt a. M.,
4. Blanke & Rast, Armaturenfabrik und Metallgießerei in Leipzig-Plagwitz,
5. Gustav Heyde, mechanische und optische Präzisions-Werkstätten in Dresden-Neustadt,
6. Hansa-Metallwerke, G. m. b. H., in Feuerbach bei Stuttgart,
7. F. W. Heutelbeck in Peine,
8. Hannoversches Armaturen- und Messingwerk Oventrop & Heutelbeck in Peine,
9. Zeppelin-Werke, G. m. b. H., Staaken bei Spandau,
10. Deutsche Armaturenfabrik Richard & Max Rost in Leipzig,
11. Allgem. Elektrizitäts-Gesellschaft, Flugzeugfabrik in Hennigsdorf bei Berlin,
12. Gebr. Rost, Metallgießerei und Armaturenfabrik in Leipzig,
13. Clemens Humann in Leipzig-Neustadt.

Nach den Ausschreibungsbedingungen sollten die Konstruktionen folgende Bedingungen erfüllen:

- a) Für die Rohranschlüsse waren Überwurfmuttern und Rohrköpfe nach den von der Inspektion der Fliegertruppen vorgeschriebenen Normen zu verwenden.
- b) Die Gewindelänge sollte bei allen Rohrweiten 11 mm betragen.
- c) Die Gewindemaße mußten einer vorläufig aufgestellten, dem Bewerber zugestellten Vorschrift entsprechen.
- d) Geringe Baulänge war anzustreben.
- e) Jeder Schalter sollte in jeder Schaltstellung selbst sperren. Die Schaltstellung mußte durch unverwischbare Bezeichnung (z. B. Kerbe) am Griff deutlich erkennbar sein.
- f) Bei Schaltern für 8 mm l. W. und darüber sollte der Griff ohne Ausbau des Schalters vom Schaff abgenommen werden können; er durfte sich nur in einer richtigen Stellung wieder aufsetzen lassen.
- g) Die Schalter sollten mit einer möglichst zweckmäßigen und möglichst unmittelbaren Befestigungsvorrichtung versehen sein; Einbauzeichnungen waren beizufügen.
- h) Die Griffgröße sollte betragen:

für 6 mm l. W. 40 mm
 „ 12 „ „ 55 „
 „ 18 „ „ 70 „

- i) Alle zweckmäßigen Baustoffe waren zugelassen, jedoch sollte der Sparmetallverbrauch tunlichst eingeschränkt werden.

Als Richtschnur für die Beurteilung der vorgelegten Rohr-schaltermodelle wurden insbesondere folgende Feststellungen gefordert:

1. Gesamtgewicht (ohne Rohrköpfe und Überwurfmuttern).
2. Sparmetallaufwand.
3. Betriebssicherheit (Dichtigkeit gegen Benzin, Unempfindlichkeit gegen Erschütterungen, Verschmutzung u. dgl. im Dauerbetriebe; Prüfdruck sollte 2 kg/cm² sein).
4. Zweckmäßigkeit für Einbau und Bedienung.

Für die Prüfung der im Wettbewerbe stehenden Probeausführungen waren keine Gebühren zahlbar; für die außer Wettbewerb geprüften Modelle dagegen wurde ein Betrag erhoben, der die tatsächlich aufzuwendenden Kosten annähernd deckte. Schutzrechte (erteilte und angemeldete Patente und Gebrauchsmuster) waren namhaft zu machen und sollten den Wettbewerbern vorbehalten bleiben. Für die eingesandten Zeichnungen wurde strengste Geheimhaltung zugesichert; ihre Veröffentlichung bedurfte daher der Zustimmung der jeweils beteiligten Firma.

II. Die Prüfungsmaßnahmen.

1. Gesamtgewicht.

Der ersten unter den in den Wettbewerbsbedingungen geforderten Feststellungen konnte durch einfache Wägung entsprochen werden, ohne daß es nötig war, besondere Prüfeinrichtungen hierfür zu schaffen.

2. Sparmetallaufwand.

Schwieriger gestalteten sich die Verhältnisse schon hinsichtlich des Sparmetallaufwandes. Da es nicht möglich war, bei den fertig eingelieferten Rohrschaltern jede einzelne darin enthaltene Metallart nach Menge und Gewicht festzustellen, so wurden den Bewerbern Formulare zu Stücklisten übersandt, die sie nach Ausfüllung, mit Unterschrift versehen, vorzulegen hatten und deren Richtigkeit durch Stichproben nachgeprüft wurde. Eine weitere Kontrolle lag in der Addition der in den Stücklisten angegebenen Einzelgewichte und im Vergleiche des so ermittelten mit dem durch Wägung des ganzen Modells festgestellten Gesamtgewichte.

Festlegung von Wertungsziffern.

Um zu einer zahlenmäßigen Bewertung des Sparmetallaufwandes gelangen zu können, wurde die Kriegerstoff-Abteilung des Kriegsamt aufgefördert, für die verschiedenen in Betracht kommenden Sparmetalle eine „Wertungsziffer“ festzulegen, mit der die einzelnen Sparmetallgewichte jeder Konstruktion multipliziert werden konnten, um aus der Summe der ermittelten Einzelprodukte dann eine brauchbare Vergleichszahl für die Beurteilung der verschiedenen Konstruktionen zu erhalten; derjenige Rohrschalter, bei dem diese Summe sich am niedrigsten ergab, war also unter den gleichen Arten und Abmessungen vom Gesichtspunkte des Sparmetallaufwandes aus am besten zu bewerten.

Diesem Ersuchen gab die Kriegerstoff-Abteilung bereitwilligst statt; sie schlug folgende Wertungsziffern vor:

Wenn als Ausgangspunkt Nickel = 100 gesetzt wird, so wäre zu bewerten:

Zinn	= 100,	Blei	= 8,
Kupfer	= 20,	Magnesium	= 8,
Chrom	= 15,	Zink	= 6,
Aluminium	= 10,		

Die Wertigkeit der Legierungen sollte aus der Zusammensetzung der Komponenten unter Berücksichtigung der Wertigkeit dieser Einzelbestandteile, soweit sie als Sparmetalle zu gelten hatten, errechnet werden.

Das Preisgericht glaubte nichts Besseres tun zu können, als diesem von sachverständigster Seite ausgegangenen Vorschlage zu folgen. Für die in Betracht kommenden Legierungen wurden, da ja nicht jede einzelne einer quantitativen und qualitativen Analyse unterworfen werden konnte, allgemein folgende Durchschnittszahlen für die Zusammensetzung angenommen:

Messing:

64,8%	Kupfer,
32,8%	Zink,
2,0%	Blei,
0,4%	Zinn

Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 15,5.

Tombak:

85,0%	Kupfer,
15,0%	Zink

Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 17,9.

Bronze:

83,0%	Kupfer,
17,0%	Zinn

Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 33,6.

Weißmetall:

5,0%	Kupfer,
85,0%	Zinn,
10,0%	Antimon (nicht als Sparmetall gewertet)

Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 86,0.

Duraluminium:
93,0% Aluminium,
5,7% Kupfer,
0,8% Mangan (nicht als Sparmetall gewertet),
0,5% Magnesium
Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 10,4.

Elektron:
70,0% Magnesium,
30,0% Aluminium
Summe: 100,0%; Wertungsziffer hiernach 8,6.

Diese Zusammensetzung der einzelnen Legierungen war auf den schon erwähnten Formularen zur Stückliste angegeben. Den Bewerbern wurde dabei ausdrücklich freigestellt, andere Legierungen zu verwenden und deren Zusammensetzung anzugeben, um so eine Berichtigung der vorstehend aufgeführten Wertungsziffern zu ermöglichen. Ferner wurde allen Bewerbern die Wertungsreihenfolge der einzelnen Baustoffe mitgeteilt.

Bezüglich der Eisen- und Stahlteile wurde von den Bewerbern eine Erklärung darüber gefordert, daß in ihnen Nickel oder Chrom nicht enthalten seien. Insoweit die Erklärung nicht abgegeben und auch nicht der Gehalt an diesen beiden hochwertigen Sparmetallen mitgeteilt wurde, ist für Eisen- und Stahlteile ein solcher von 6% Nickel und 3% Chrom — entsprechend der daraus errechneten Wertungsziffer 6,45 — angenommen worden.

Auf diese Weise konnte ein zahlenmäßig feststellbarer Vergleichsmaßstab gefunden werden, der eine wertvolle Unterlage für die Gesamtbeurteilung lieferte.

3. Betriebssicherheit.

Den schwierigsten Teil der Prüfung bildete die Feststellung eines zahlenmäßigen Wertes für die Betriebssicherheit. Hierzu mußte erst eine besondere Apparatur geschaffen werden, weil es darauf ankam, die dafür nötigen Dichtigkeitsproben in einem Betriebszustande vorzunehmen, der dem im Flugzeuge vorhandenen möglichst nahe kam.

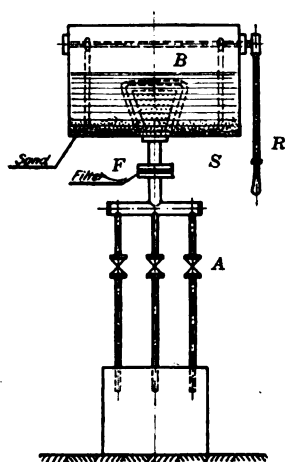


Fig. 1.

Deshalb wurden die Modelle vor Ausführung der eigentlichen Dichtigkeitsprüfung gewissen Vorbereitungen unterworfen, die einen Maßstab für die Empfindlichkeit einmal gegenüber Verschmutzung, zweitens gegenüber Erschütterungen liefern sollten, beides Erscheinungen, mit denen im praktischen Flugzeugbetriebe durchaus gerechnet werden muß.

Was zunächst die Verschmutzung anbelangt, so liegt es auf der Hand, daß sich beim Starten und Landen sowie beim Aufenthalte auf dem Erdboden das im Flugzeuge mitgeführte Benzin vor dem Eindringen feinsten Flugsandteilchen nicht schützen läßt. Mit Rücksicht hierauf wurde ein Benzinbehälter (B) aufgestellt (vgl. Fig. 1), der mit einem von Hand mittels des Hebels R zu betätigenden Rührwerke versehen und mit einem Gemisch von Benzin und Flugsand in ganz bestimmtem

Mengenverhältnis (Volumenverhältnis 20:1) gefüllt wurde. Der sich am Boden absetzende Flugsand wurde durch das Rührwerk immer wieder in feinsten Verteilung dem Benzininhalt beigemischt. Aus diesem Behälter wurde das verunreinigte Benzin durch kurze Rohrleitungen den zu prüfenden Rohrschaltern (A) zugeführt, die dabei je 200mal geöffnet und wieder geschlossen wurden. Selbstverständlich war durch die Höhenlage der Mündung des Ausflußrohres, ferner durch Einschaltung eines Siebes (S) und eines Grobfilters (F) dafür gesorgt, daß nicht etwa der Flugsand selbst in das zu prüfende Absperrorgan gelangen konnte; nur die feinen organischen Verunreinigungen sollten mit den Rohrschalterteilen in Berührung kommen und dort ihre schmirgelnde Wirkung ausüben.

Der Einfluß der im Flugzeuge ja in starkem Maße auftretenden Erschütterungen wurde durch kräftiges Schütteln der in Schlußstellung befindlichen Rohrschalter unter normalem Benzindruck von 0,6 m Benzinsäule nachgeahmt. Zu diesem Behufe war jeder Rohrschalter an der senkrechten Wand eines besonderen Holzbocks befestigt, die gewissermaßen die Spritzwand des Flugzeugs darstellte (vgl. Fig. 2). Eine Anzahl solcher Böcke B wurde zu beiden Seiten einer elektrisch angetriebenen Welle aufgestellt und durch exzentrisch gelagerte Mitnehmer formschlüssig mit dieser verbunden; eine nur kraftschlüssige Verbindung hätte die Gefahr gezeitigt, daß Eigenschwingungen anderer Periodenzahl als der durch die Einrichtung selbst angestrebten auftreten und den beabsichtigten Versuch empfindlich stören konnten. Die Exzentrizität der Mitnehmer wurde — absichtlich verhältnismäßig groß — zu 1 mm, die Schwingungsamplitude der Schüttelböcke und der mit ihnen verbundenen Rohrschalter also zu 2 mm, die Drehzahl der Welle und damit die Schwingungszahl zu 1400 in jeder Minute gewählt. In dieser Weise wurde jeder zu prüfende Rohrschalter vier Stunden lang geschüttelt, eine Probe, die als recht scharf bezeichnet werden darf. Tatsächlich haben denn auch, wie schon an dieser Stelle bemerkt sein möge, insbesondere die Hähne größerer Abmessungen erheblich unter der Einwirkung dieses Schüttelns gelitten und sind dadurch

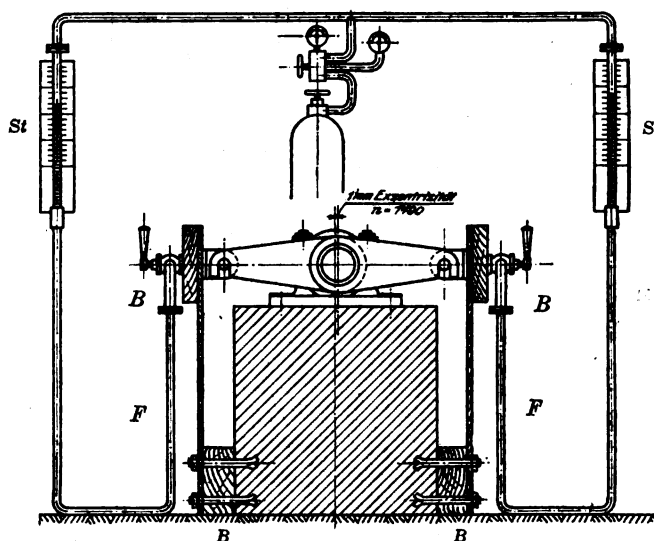


Fig. 2.

größtenteils undicht geworden, während Vergleichsversuche gezeigt haben, daß sie ohne Schüttelvorbereitung selbst gegen noch höheren Druck dicht hielten. Indessen war dadurch das Ergebnis für diejenigen Rohrschalter, die trotz der Schüttelprobe dicht geblieben sind, nur um so höher zu bewerten.

Die senkrechte Stirnwand jedes Schüttelbocks war mit dem zugehörigen, wagrecht auf dem Fußboden liegenden Grundbrettchen durch Holzfedern (F) verbunden; längs der einen von diesen Holzfedern lief die Benzinleitung, die in ein mit Skala versehenes Standrohr (S) aus Glas mündete. Die bei der Schüttelprobe auftretende Undichtigkeit würde also als Zwischenmaß durch Beobachtung der Absenkung des im Standrohr vorhandenen Benzinspiegels festgestellt.

Erst nachdem die Rohrschalter durch Verschmutzung und vierstündiges kräftiges Schütteln in der eben geschilderten Weise vorbereitet waren, erfolgte die eigentliche Feststellung der Undichtheit durch eine am ruhenden Rohrschalter ausgeführte Druckprüfung von einviertelstündiger Dauer. Die zu prüfenden Organe (A) wurden hierzu (vgl. Fig. 3) einerseits an einen mit Benzin gefüllten Behälter (B) angeschlossen, der unter 2 kg/cm^2 Überdruck stand; die andere Öffnung der Rohrschalter wurde jeweils an ein gläsernes, kalibriertes Standrohr (St) geführt und mit dessen Hilfe dann der Durchtritt des unter Pressung befindlichen Benzins in der Schlußstellung des Rohrschalters gemessen. Die aus dem Schalterkörper selbst austretende Benzinmenge wurde besonders aufgefangen und ebenfalls gemessen. Die Summe der beiden so ermittelten Werte lieferte das Maß für die Wertung der Undichtheit.

Sonderproben.

Obleich nicht zu den vorgeschriebenen Proben des eigentlichen Wettbewerbs gehörig, mögen gleich hier noch einige weitere Prüfungen besprochen werden, denen auf Beschluß des Preisgerichts die für eine Preiszuteilung in die engere Wahl kommenden Rohrschalter unterworfen worden sind.

a) Dichtigkeitsprobe mit 5 kg/cm^2 Überdruck.

Die Baubeaufsichtigung des Reichs-Marineamts beim Luftschiffbau Zeppelin in Friedrichshafen/Bodensee hatte in einem dem Reichs-Marineamte zugesandten Schreiben darauf hingewiesen, daß die preisgekrönten Rohrschalter nicht ohne weiteres für die Verwendung in Luftschiffen geeignet sein würden, wenn sie nicht nachträglich auch einem Probedrucke von 5 kg/cm^2 , wie er sich für Abschluß- und Schaltorgane in den Benzinleitungen der Luftschiffe als erforderlich herausgestellt hat, unterzogen würden. Das Preisgericht beschloß

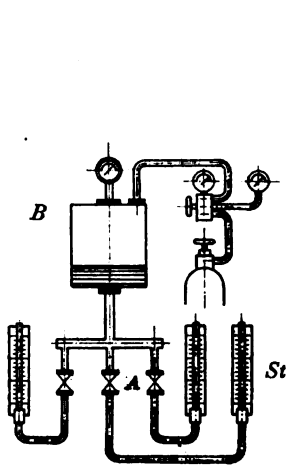


Fig. 3.

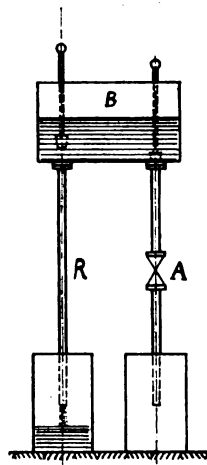


Fig. 4.

daraufhin, diejenigen Konstruktionen, die für einen Preis in Betracht kommen könnten, nachträglich — also nach Erledigung aller anderen Wettbewerbsproben — noch nach dem Gesichtspunkte zu prüfen, ob sie auch als Luftschiffarmaturen geeignet seien. Dabei durfte selbstverständlich das bei einem Probedruck von 5 kg/cm^2 erzielte Ergebnis für die Beurteilung, ob die betreffenden Modelle als Preisträger in Betracht zu ziehen waren, nicht maßgebend sein, und weiterhin mußte die Genehmigung der im Wettbewerbe stehenden Firmen zur Vornahme dieser Probe eingeholt werden, da ja gegebenenfalls eine Anpassung der Modelle an den höheren Prüfdruck — z. B. durch Ersatz der eingebauten Federn durch stärkere — sich als nötig erweisen konnte.

Die Prüfung mit 5 kg/cm^2 konnte denn auch bei der größeren Zahl der hierfür vorgesehenen Rohrschalter tatsächlich erst ausgeführt werden, nachdem die Modelle behufs Anpassung an den veränderten Probedruck den Firmen nochmals zugesandt worden waren. Es ließ sich im Hinblick auf den Aufwand an Zeit und Kosten nicht rechtfertigen, die von den Firmen zurückgesandten Armaturen nochmals die gesamte

vorstehend geschilderte Vorbereitungsprüfung durchmachen zu lassen, so daß also die Rohrschalter im Einlieferungszustande mit 5 kg/cm^2 eine Viertelstunde lang gedrückt wurden. Keiner der fünf dieser Probe unterworfenen 12 mm-Durchgangsschalter der Firmen Gebr. Jacob, Pintsch, Zeppelinwerke Staaken, Gebr. Rost und Heyde zeigte dabei, wie gleich hier bemerkt sei, irgendwelche Undichtigkeit.

b) Bestimmung des Druckabfalls.

Einer ebenfalls von außen her an das Preisgericht herangetretenen Anregung folgend, wurde auch eine Prüfung des Druckabfalls vorgenommen. Die Bestimmung desselben geschah in einfachster Weise durch Feststellung der in der Zeiteinheit gegen den Durchlauf durch ein glattes Rohr verminderten Durchlaufmenge und nachträgliche Umrechnung. Es wurde also, wie Fig. 4 zeigt, ein Füllbehälter (B) mit zwei Anschlüssen für jede Rohrabmessung gebaut und an diesen ein glattes (R) und ein durch den eingefügten Rohrschalter A unterbrochenes Rohr angeschlossen. Der Unterschied zwischen den in der Zeiteinheit durch beide Leitungen durchlaufenden Benzinmengen lieferte die Grundlage zur Ermittlung des durch den Rohrschalter bedingten Druckabfalls.

Auch für diese nicht eigentlich zu den Wettbewerbsproben zu rechnende Prüfung seien die Ergebnisse gleich an dieser Stelle mitgeteilt, um nicht nochmals auf sie zurückkommen zu müssen. In einem glatten, nicht durch einen eingebauten Rohrschalter unterbrochenen Rohre von 12 mm l. W. betrug die Durchflußzeit für 1 l Benzin $3\frac{2}{5}$ s. Demgegenüber ergab sich für den anderen, mit Rohrschalter versehenen Anschluß folgendes Bild:

Tabelle 1.

Bewerber	Gebr. Jacob	Pintsch	Heyde	Hansa	L. Z. Staaken	Gebr. Rost
Hahn oder Ventil . .	Hahn	Hahn	Ventil	Durchgangsschalter Ventil, dagegen DreiwegschalterHahn	Ventil	Hahn
Durchgangsschalter v. x mm l. W. . . .	12	12	12	12	12	12
Durchflußzeit für 1 l Benzin in y Sekunden	$3\frac{1}{5}$	$3\frac{2}{5}$	$4\frac{2}{5}$	$4\frac{1}{5}$	$5\frac{2}{5}$	$3\frac{1}{5}$
Dreiwegschalter von x mm l. W. . . .	12	12	12	12	12	12
Durchflußzeit für 1 l Benzin in y Sekunden	$4\frac{1}{5}$	$4\frac{1}{5}$	$4\frac{2}{5}$	$4\frac{2}{5}$	nicht vorhanden	$4\frac{3}{5}$

Es zeigte sich also, daß die Durchgangs-Küenhähne dem Durchflusse keinen größeren Widerstand entgegensezten als das glatte Rohr. Dagegen besaßen die Ventile einen meßbaren Widerstand, der aber auch nicht größer war als der Widerstand der bei den Dreiweghähnen vorhandenen Umlenkung des Flüssigkeitsstromes um 90° . Praktisch dürfte der Widerstand der Ventile und der Dreiweghähne indessen überhaupt bedeutungslos sein, weil ein Durchlauf von 1 l in $3\frac{2}{5}$ s einem Verbrauche von 1060 l in der Stunde entspricht, durch ein Rohr von 12 mm l. W. im Flugzeugbetriebe aber nur etwa der zwanzigste Teil der genannten Flüssigkeitsmenge — rd. 50 l in der Stunde — durchläuft. Der Widerstand, der praktisch im Flugzeuge in die Erscheinung tritt, ist also nur etwa $\frac{1}{20} = \frac{1}{400}$ mal so groß wie der beim Versuche aufgetretene, so daß er außer Betracht gelassen werden kann.

4. Zweckmäßigkeit für Einbau und Bedienung.

In dieser Forderung der Wettbewerbsbestimmungen faßte das Preisgericht ganz allgemein die konstruktiven Gesichtspunkte zusammen, die für die endgültige Beurteilung von ausschlaggebender Bedeutung waren. Das Preisgericht war sich von vornherein darüber klar, daß alle zahlenmäßigen Feststellungen der unter 1. bis 3. besprochenen Art zwar eine wichtige Grundlage für die Preiszuteilung geben, indessen doch nur einen bedingten, in den Einzelheiten sorgfältig abzuwägenden Wert haben konnten, auf dessen Einschätzung weiterhin noch näher einzugehen sein wird. Die Beurteilung

der Konstruktion, deren Prüfung keine besonderen Maßnahmen der Prüfstelle erforderte und allein der Einsicht und dem Sachverständnis der Preisrichter überlassen werden mußte, hat bei den Entscheidungen über die Preisverteilung denn auch die ausschlaggebende Rolle gespielt. In der Tatsache, daß unter den Mitgliedern des Preisgerichts in der entscheidenden Sitzung völlige Übereinstimmung herrschte und daß alle Beschlüsse dieser Sitzung nach längeren Erörterungen einstimmig gefaßt worden sind, liegt eine Gewähr dafür, daß die vom Preisgericht festgesetzte Preisverteilung eine gerechte Würdigung des Geleisteten darstellt.

Verwendung der eingelieferten Muster.

Die von jeder Art und Abmessung eingelieferte Dreizahl an Modellen wurde so verwendet, daß das erste der Vorbereitungs- und Druckprüfung unterworfen, das zweite in Reserve gehalten und nur bei Ausfall des ersten erprobt, das dritte endlich auseinandergenommen wurde, um den Aufwand an Sparmetall nachzuprüfen und die konstruktiven Einzelheiten daran studieren zu können.

III. Die planmäßige Feststellung der Prüfungsergebnisse hinsichtlich der Punkte 1, bis 3 — Gewicht, Sparmetallaufwand und Betriebssicherheit — sowie ihre Auswertung.

Nach den Wettbewerbsbestimmungen sollten die Prüfungen am 1. Juli 1918, dem für die Einlieferung der Probeausführungen festgesetzten Schlußzeitpunkte, beginnen. Es wurde im vorstehenden bereits darauf hingewiesen, daß zu dieser Zeit nur eine einzige Firma den Bedingungen voll genügt hatte, und da eine Prämierung dieser Firma ohne die Möglichkeit eines Vergleiches mit anderen Konstruktionen den Absichten des Wettbewerbs in keiner Weise entsprochen hätte, so sah sich das Preisgericht zu der ebenfalls schon erwähnten Verschiebung des Einlieferungstermins genötigt. Diese Maßnahme fand bei den Bewerbern im allgemeinen natürlich freudige Zustimmung, ebenso selbstverständlich aber seitens der Firma G. Heyde energischen Widerspruch. Sie war, wie wir gesehen haben, zur Erreichung des angestrebten Zwecks indessen eine nicht zu umgehende Notwendigkeit.

Doch auch Billigkeitsgründe sprachen durchaus dafür, waren doch die Schwierigkeiten, die sich der rechtzeitigen Fertigstellung der Modelle entgegenstimmten, unter dem zwingenden Einflusse der Kriegsnöte ganz außerordentlich groß. Wenn auch der Verfasser in seiner Eigenschaft als Vorsitzender des Preisgerichts bestrebt gewesen ist, den Firmen, die sich hilfesuchend an ihn wandten, mit Rat und Tat zur Seite zu stehen, wenn er auch durch Herantreten an die zuständigen Behörden für die Wettbewerbsfirmen allgemein manchen Stein des Anstoßes und manchen Grund zu Verzögerungen aus dem Wege zu räumen vermochte, so war es der weitaus größten Zahl der Firmen unter den obwaltenden Verhältnissen doch trotz eifriger Bemühungen einfach nicht möglich, die zur schnellen Gewinnung der Unterlagen für die Vereinheitlichung der Rohrschalter tatsächlich reichlich kurz angesetzten Fristen einzuhalten. Der Verpflichtung, dieser Sachlage Rechnung zu tragen, konnte und wollte sich das Preisgericht nicht entziehen.

So konnten die Prüfungen denn erst Anfang August 1918 beginnen, nahmen dann aber bei der Sorgfalt, mit der inzwischen die Prüfungseinrichtungen fertiggestellt und vorgeprobt werden konnten, schnellen Fortgang. Sie wurden in der schon im Abschnitt II eingehend erörterten Weise ausgeführt.

Die Ergebnisse der einzelnen Prüfungen sind in Tabelle 2 zusammengestellt. Wie ersichtlich, sind in dieser Tabelle für jede Schalterart und Abmessung jeder zum Wettbewerb zugelassenen Konstruktion senkrechte Spalten vorhanden, während die Prüfergebnisse und Zwischenwerte in den wagerechten Spalten a bis q niedergelegt sind.

Die Zusammenstellung bedarf im einzelnen wohl kaum eingehender Erläuterungen; indessen sei zum leichteren Verständnis doch das Folgende hervorgehoben:

Für die zahlenmäßige Wertung kommen zunächst in Betracht:

1. Das Gesamtgewicht, das aus Spalte a ersichtlich ist,
2. der Sparmetallaufwand, den Spalte c zeigt und über

dessen Ermittlung bereits im Abschnitt II die erforderlichen Angaben gemacht sind, sowie schließlich

3. die Gesamtundichtigkeit bei der ruhenden Druckprüfung (nach Vorbereitung in bezug auf Verschmutzung und Erschütterungen) mit 2 kg/cm² Benzin-Überdruck — vgl. Spalte l.

Die Schlußziffer der zahlenmäßigen Wertung für jede Schalterart und Abmessung — also innerhalb jeder der senkrechten Spalten — mußte demnach die Ergebnisse dieser drei Prüfungen enthalten. Nun haben aber die zahlenmäßigen Ergebnisse der Prüfungen (Spalten a, c und l) verschiedene Dimension, dürfen somit nicht unmittelbar addiert werden. Daher wurden für jede Prüfungsform (d. h. also für Gewicht, Sparmetallaufwand und Dichtigkeit) zum Durchschnitt aller Schalter der betreffenden Art und Abmessung in der jeweils betrachteten Prüfungsform Verhältniszahlen gebildet, die für die Werte der Spalte a in Spalte b, für die der Spalte c in Spalte d und endlich für die der Spalte l in Spalte n eingetragen sind. Diese Verhältniszahlen konnten dann addiert werden und ergaben somit die zahlenmäßige Wertung.

Eine Schwierigkeit trat jedoch bei der Wertung der Undichtigkeit hervor. Einzelne Schalter sind zwar nicht völlig, aber doch immerhin sehr stark undicht gewesen. Wurde die ermittelte zahlenmäßige Undichtigkeit dieser Rohrschalter bei Bildung der Verhältniszahl zum Mittelwerte (vgl. Spalte n der Tabelle 2) mitgerechnet, so wurde dadurch die Verhältniszahl der guten Schalter so klein, daß die Größe der untereinander verschiedenen kleineren Undichtigkeiten überhaupt keine Rolle mehr spielte, der Einfluß der Dichtigkeit auf die zahlenmäßige Wertung also nahezu verschwand. Deshalb mußte der Begriff der »vollkommenen Undichtigkeit« begrenzt werden, und zwar entschloß sich das Preisgericht, diesen Begriff erst für einen Undichtigkeitsgrad einzuführen, bei dem mehr als 1 cm³ in einer Minute — entsprechend 15 cm³ bei der »ruhenden Druckprüfung« von einviertelstündiger Dauer — durch den in Schlußstellung befindlichen Rohrschalter durchtrat.

Gerade der Betriebssicherheit, die in dem Endergebnis der Dichtigkeitsproben zum Ausdruck kam, glaubte das Preisgericht nun aber sogar erhöhte Bedeutung beimessen zu sollen. Was nützte die leichteste Ausführung eines Schalters, was die größte Sparsamkeit in der Verwendung der »Sparmetalle«, wenn der betreffende Rohrschalter gegen Verschmutzungen, gegen Witterungseinflüsse, gegen Erschütterungen u. dgl. m. so empfindlich war, daß er schon nach kurzer Betriebszeit völlig undicht wurde oder aber sich nicht mehr bewegen ließ? Um diesem Gesichtspunkte Rechnung zu tragen, beschloß das Preisgericht daher, die Betriebssicherheit mit dem dreifachen Betrage zu bewerten, also für die endgültige Beurteilung nicht die Spaltensumme b + d + n, sondern die Summe b + d + 3n zu bilden, die in der Tabelle 2 als Spalte o zu finden ist.

Spalte o ergibt also für jede Schalterart und Abmessung die Wertungszahl. Die Reihenfolge der Bewerber für die betreffende Schalterart und Abmessung (vgl. Spalte q in Tabelle 2) errechnet sich dann durch das Verhältnis zu der niedrigsten Zahl der Spalte o als Relativzahl, die in Spalte p eingetragen wurde.

Um die Übersichtlichkeit dieser Feststellungen noch weiter zu erhöhen, blieb nun ferner noch die zahlenmäßige Wertung an Stelle der Wertung jeder Schalterart und Abmessung nach dem zahlenmäßigen Erfolge jeder Konstruktionsart, also jedes Wettbewerbers, zu ermitteln. Auch hierfür war der einfachste Weg der, die Relativzahlen aller eingelieferten Schalterarten zu benutzen, wonach diejenige Konstruktion sich zahlenmäßig als die beste ergab, die den kleinsten Endwert lieferte. Indessen erwies sich diese einfachste Wertung als undurchführbar, weil einzelne Bewerber ihre Konstruktionen vereinigt hatten derart, daß z. B. die AEG. als Dreiwegschalter und Dreiwegumlaufschalter nur ein gemeinsam gültiges Modell — natürlich in der geforderten dreifachen Ausfertigung — eingeliefert hatte, vor allem aber, weil bei anderen Bewerbern die eine Schalterart gut oder doch befriedigend, die andere dagegen in unzulässigem Maße undicht war (vgl. z. B. Richard & Max Rost, Clemens Humann). Deshalb wurde zunächst eine Trennung nach Durchgangsschaltern einerseits und nach Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schaltern andererseits vorgenommen, und

Tabelle 2.

Firma	1. Gebr. Jacob				3. F. Achilles				5. Jul. Pintsch				8. Blanke & Rast				12. Gust. Heyde				13. Hansa Metallwaren-Fabrik			
	Messing				Elektro				Messing				Messing				Messing				Aluminium-Messing			
	Hahn				Hahn				Hahn				Hahn				Hahn				Ventil			
	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf	Durchgang	Dreiweg	Umlauf	Umlauf
Schalterart	6	12	18	12	6	12	18	12	6	12	18	12	6	12	18	12	6	12	18	12	6	12	18	12
	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.	Alum. Mess.
Lichte Weite mm																								
a Gesamtgewicht g	178	345	604	386	455	37	71	113	85	153	376	804	392	370	175	290	539	382	413	202	302	421	323	353
b Gesamtgewichts-Verhältniszahl zum Durchschnitt für betr. Schalterart und Abmessung	1,23	1,21	1,33	1,01	1,00	0,26	0,25	0,25	0,10	1,00	1,32	1,77	1,02	0,81	1,21	1,02	1,18	1,00	0,90	1,10	1,06	0,93	0,84	0,77
c Sparmetall-Wertungszahl	2801	5431	9727	6062	6798	258	387	688	430	584	1194	2480	5100	2713	2868	2180	8325	5085	6370	2280	3675	5281	4068	4583
d Sparmetall-Verhältniszahl zum Durchschnitt f. betr. Schalterart und Abmessung	1,47	1,46	1,03	1,01	1,02	0,14	0,10	0,12	0,07	0,09	0,03	0,67	0,85	0,45	0,43	1,14	1,20	1,39	1,00	0,95	1,20	0,99	0,88	0,68
e Schütteln ohne Überdruck	7,4	0,2	5,1	79,7	67,1						0,5	9,7	2,5	8,8	70,6	undicht	54,6	70,4	88,4	undicht	2,3	75,9	4,1	10,1
f Aus- tritts- menge cm ³ /cm ²	26,4	0,18	2,0	71,0	59,8						1,78	8,6	0,98	7,85	62,9	undicht	48,7	27,6	78,8	undicht	8,2	67,2	1,6	9,0
g Rohr- leitung cm ³ /cm ²	0,4	1,15	1,3	11,1	4,7						1,4	0	1,1	0,9	undicht	undicht	14,5	undicht	undicht	1,1	undicht	2,35	8,0	undicht
h außen cm ³ /cm ²	1,43	1,02	0,7	9,9	4,2						5,0	0	0,43	0,8		12,96				3,92	0,92	7,15		
i Druck- prüfung mit 2 atm. Überdruck cm ³	0	0	0	2,0	13,0						0	0	0	0	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	0	undicht	0	0	0
k Gesamt cm ³	0	0	0	1,78	11,6						0	0	0	0	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	0	undicht	0	0	0
l Verhältniszahl von l zum Durchschnitt für betr. Schalterart und Abmessung	0,4	1,15	1,8	13,1	15	15	15	15	15	15	1,4	0	1,1	0,9	15	15	15	15	15	1,1	15	2,35	8,0	15
m Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	1,43	1,02	0,7	11,68							5,0	0	0,43	0,8		3,92				3,92	0,92	7,15		
n Zahlenmäßige Reihenfolge der Bewerber für betr. Schalterart und Abmessung	0,36	1,44	1,17	2,56	undicht						1,27	0	0,71	0,18	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	1,00	undicht	1,53	1,63	undicht
o Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	3,78	6,99	6,47	10,00							5,50	1,99	4,75	2,01		5,60				5,60	6,40	6,41		
p Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	2,62	6,35	5,94	11,25							3,82	1,81	4,35	2,26		3,80				3,80	5,87	7,2		
q Zahlenmäßige Reihenfolge der Bewerber für betr. Schalterart und Abmessung	4	7	8	6							5	4	6	2		6				6	7	3		
r Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	1,95	2,05	undicht								1,95	2,05	undicht			1,95	2,05	undicht	undicht	1,95	2,05	undicht		
s Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	6,75	7,09	undicht								6,75	7,09	undicht			6,75	7,09	undicht	undicht	6,75	7,09	undicht		
t Zahlenmäßige Reihenfolge der Bewerber für betr. Schalterart und Abmessung	1	7	1	9	4						1	7	1	9	4		1	7	1	9	4			
u Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	1,95	2,05	undicht								1,95	2,05	undicht			1,95	2,05	undicht	undicht	1,95	2,05	undicht		
v Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	6,75	7,09	undicht								6,75	7,09	undicht			6,75	7,09	undicht	undicht	6,75	7,09	undicht		
w Zahlenmäßige Reihenfolge der Bewerber für betr. Schalterart und Abmessung	1	7	1	9	4						1	7	1	9	4		1	7	1	9	4			
x Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	1,95	2,05	undicht								1,95	2,05	undicht			1,95	2,05	undicht	undicht	1,95	2,05	undicht		
y Verhältniszahl von b + d + 3n zum Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart und Abmessung	6,75	7,09	undicht								6,75	7,09	undicht			6,75	7,09	undicht	undicht	6,75	7,09	undicht		
z Zahlenmäßige Reihenfolge der Bewerber für betr. Schalterart und Abmessung	1	7	1	9	4						1	7	1	9	4		1	7	1	9	4			

Hannov.-Arm.- und Messingw.	Eisen	16. F. W. Heutelbeck			20. Zeppelin, Staaken			37. Richard & Max Rost			14. A. E. G.			18 Humann			27. Gebr. Rost		
		Messing			Aluminium			Aluminium			Messing			Messing			Aluminium		
		Hahn			Ventil			Hahn			Hahn			Hahn			Hahn		
		Durchgang	Drei- weg	Um- lauf	Durchgang	Drei- weg	Um- lauf	Durchgang	Drei- weg	Um- lauf	Durchgang	Drei- weg	Um- lauf	Durchgang	Drei- weg	Um- lauf	Durchgang	Drei- weg	Um- lauf
Weite mm		6	12	18	12	12	18	6	12	18	6	12	18	6	12	18	6	12	18
213 377 594 532 619	213 377 594 532 619	164	311	464	371	386	100	176	267	87	170	305	302	414	323	321	451	329	329
1,48 1,32 1,30 1,39 1,35	1,48 1,32 1,30 1,39 1,35	1,14	1,09	1,02	0,97	0,84	0,69	0,62	0,59	0,60	0,60	0,67	0,79	0,91	0,71	0,84	0,99	1,15	1,15
2123 3690 4907 4249 5301	2123 3690 4907 4249 5301	1465	2848	3696	3088	3398	896	1516	2391	1046	2188	4040	3985	5404	4013	4112	5924	2946	2946
1,11 0,99 0,82 0,71 0,79	1,11 0,99 0,82 0,71 0,79	0,77	0,76	0,62	0,52	0,51	0,47	0,41	0,40	0,55	0,59	0,68	0,67	0,81	0,67	0,69	0,89	0,79	0,79
8,6 4,3 17,8 104,2 70,9	8,6 4,3 17,8 104,2 70,9	9,9	19,0	100,5	28,4	47,9	7,2	0	5,7	undicht	15,9	3,9	undicht	114,6	112,2	102,3	122,6	92,4	92,4
30,7 3,84 6,98 93,0 63,1	30,7 3,84 6,98 93,0 63,1	35,4	16,95	39,4	25,3	42,8	25,6	0	2,24	14,2	1,53	undicht	undicht	102,3	44,0	91,1	100,2	82,3	82,3
undicht	undicht	2,3	0	0,4	0	undicht	0	0,5	0,4	undicht	5,3	3,9	undicht	undicht	1,4	undicht	0,2	0,9	0,9
0	0	0	0	0,16	0	undicht	0	0,46	0,16	undicht	2,08	undicht	undicht	undicht	0,55	0,18	0,8	0,8	0,8
0	0	0	0	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht
15 15 15 15 15	15 15 15 15 15	2,3	0	0,4	12,0	15	3,0	0,5	0,4	15 15 15 15 15	6,3	15	15	15	15	15	0,2	0,9	0,9
0,35	0,35	8,21	0	0,16	10,7	10,7	10,7	0,46	0,16	2,47	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	0,18	0,18	0,18
undicht	undicht	2,09	0	0,26	2,44	undicht	2,73	0,63	0,26	undicht	4,09	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	0,04	1,12	1,12
3,86	3,86	8,18	1,85	2,42	8,81	9,35	2,92	1,77	undicht	13,62	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	2,00	5,30	5,30
3,54	3,54	5,68	1,68	2,22	9,90	6,50	2,65	1,62	undicht	12,5	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	2,30	4,80	4,80
5	5	9	3	4	5	10	5	2	undicht	11	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	undicht	2	6	6

(hauptsächlich)

 Weite mm
 Gesamtgewicht g
 Gesamtgewichts-Verhältnis
 zum Durchschnitt für
 betr. Schalterart und Ab-
 messung
 Gesamtmetall-Wertungszahl
 Metall-Verhältniszahl
 zum Durchschnitt für
 betr. Schalterart u. Abmessung
 Äußere Aus-
 tritts-
 trichter-
 menge
 cm³
 cm³/cm²
 cm³
 cm³/cm²
 cm³
 cm³/cm²
 cm³
 cm³/cm²
 Verhältnis von l
 m Durchschnitt für
 betr. Schalterart und
 Abmessung
 + d + 3n
 Verhältniszahl v. d. d. + 3n
 in Schalter der niedrigsten
 Reihe d. d. + 3n f. betr.
 Schalterart u. Abmessung
 Reihen-
 maß der Reihen-
 der bewerber
 f. betr. Schalterart
 d. Abmessung

innerhalb dieser beiden Gruppen wurden die Relativzahlen durch Addition vereinigt (vgl. Tabellen 3 u. 4). Durch diese

Tabelle 3.

Flugzeug-Rohrschalter-Wettbewerb.

Gesamtwertung nach Relativzahlen.

1) Durchgangsschalter von 6, 12 und 18 mm l. W.

Bewerber	Ges.- gew., Wer- tungs- zahl	Spar- metall- aufwand, Wer- tungs- zahl	Dichtigkeit, Wertungs- zahl $\times 3$	Summe von Gesamtgew., Sparmetall- aufwand und Dichtigkeit	Verhältnis der Bewerber	Zahlen- mäßige Reihen- folge
Gebr. Jacob	3,77	4,56	8,91	17,24	2,98	6
Achilles	0,76	0,36	undicht	undicht	—	—
Pintsch	4,15	2,15	5,94	12,24	2,12	2
Blanke & Rast	3,41	3,73	undicht	undicht	—	—
Heyde (Hahn)	3,39	3,07	1 Ex. undicht $3/2 \times 2 \text{ Stk.} = (8,4)$	(14,86)	(2,57)	(5a)
Heyde (Ventil)	2,52	1,44	1,83	5,79	1	1
Hansa (Alum.)	2,04	1,04	10,77	13,85	2,40	4
• (Messing)	2,75	—	—	—	—	—
Hann. Arm. u. Messingwerk.	4,10	2,92	undicht	undicht	—	—
F. W. Heutel- beck	3,25	2,15	7,05	12,45	2,15	3
Zeppelinwerke Staaken	1,90	1,28	10,86	14,04	2,43	5
R. & M. Rost	1,87	1,82	undicht	undicht	—	—
dsgl., andere Ausführung	2,46	—	„	„	—	—
A. E. G.	5,31	12,62	3,57	21,50	3,72	7
Humann	2,88	2,77	18,75	24,40	4,22	8
Gebr. Rost	2,35	2,35	0, aber 1 Kükten fest- gefressen	2,70, aber 1 Kükten fest- gefressen	0,47, aber 1 Kükten fest- gefressen	(1)

Tabelle 4.

Flugzeug-Rohrschalter-Wettbewerb.

Gesamtwertung nach Relativzahlen.

2) Dreiwegschalter und Dreiwegumlaufschalter,
12 mm l. W.

Bewerber	Ges.- gew., Wer- tungs- zahl	Spar- metall- aufwand, Wer- tungs- zahl	Dichtigkeit, Wertungs- zahl $\times 3$	Summe v. Gesamt- gewicht, Sparmetall- aufwand und Dichtigkeit	Ver- hältnis der Bewerber	Zahlen- mäßige Reihen- folge
Gebr. Jacob	2,01	2,03	1 Ex. undicht (15,96)	undicht (20,00)	undicht (11,4)	(7)
Achilles	0,39	0,16	undicht	undicht	—	—
Pintsch	1,83	0,88	1 Ex. undicht (1,08)	undicht (3,79)	undicht (2,16)	(3)
Blanke & Rast	1,90	1,95	undicht	undicht	—	—
Heyde (Hahn)	1,61	1,37	1 Ex. undicht (9,78)	„ (12,76)	undicht (7,25)	(4)
• (Ventil)	—	—	—	—	—	—
Hansa (Alumin.)	1,62	0,67	1 Ex. undicht (12,30)	undicht (14,59)	undicht (8,27)	(5)
• (Messing)	—	—	—	—	—	—
Hann. Arm. und Messingwerk.	2,74	1,50	undicht	undicht	—	—
F. W. Heutelbeck	1,81	1,03	1 Ex. undicht (14,64)	„ (17,48)	undicht (9,94)	(6)
Zeppelinwerke Staaken	—	—	nicht vorhanden	—	—	—
R. & M. Rost	1,70	1,48	undicht	undicht	—	—
dsgl., andere Aus- führung	1,83	1,58	1 Ex. undicht (0,24)	undicht (3,65)	undicht (2,08)	(2)
A. E. G.	5,10	10,60	undicht	undicht	—	—
Humann	1,99	1,76	„	„	—	—
Gebr. Rost	0,95	0,81	0	1,76	1	1

Berechnungsart ergab sich also schließlich folgende Reihenfolge der nach dem Ausfalle der Prüfung überhaupt für eine Preis-zuteilung in Betracht kommenden Firmen:

Tabelle 5.

a) In der Gruppe der Durchgangsschalter:

	mit einer Relativzahl von
1. Gebrüder Rost	0,47.
2. Gustav Heyde (Ventil)	1,0.
3. Julius Pintsch	2,12.
4. F. W. Heutelbeck	2,15.
5. Hansa-Metallwerke (Aluminium-Ausführung)	2,40.
6. Zeppelinwerke Staaken	2,43.
7. Gustav Heyde (Hahn)	2,57.
8. Gebrüder Jacob	2,98.

b) in der Gruppe der Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter:

	mit einer Relativzahl von
1. Gebrüder Rost	1,00.
2. Richard & Max Rost	2,08.
3. Julius Pintsch	2,16.
4. Gustav Heyde	7,25.
5. Hansa-Metallwerke (Aluminium-Ausführung)	8,27.
6. F. W. Heutelbeck	9,94.
7. Gebrüder Jacob	11,46.

Dazu muß noch erläuternd folgendes bemerkt werden:

a) Bei den Durchgangsschaltern der Firma Gebrüder Rost hatten beide verfügbaren Modelle des 18 mm-Hahnes gefressen; da somit ein Exemplar für die Dichtigkeitsprüfung ausfiel, wurde das Summenmittel der Relativzahlen aus den beiden anderen Exemplaren mit 3 multipliziert, um vergleichbare Ziffern zu erhalten.

ß) In Gruppe b) — Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter — hatte mit alleiniger Ausnahme der von Gebr. Rost eingeleferteten Rohrschalter durchweg je ein Exemplar sich als stark undicht erwiesen. Deshalb wurde in allen diesen Fällen als endgültige Wertungszahl die Relativzahl des bei der Druckprüfung dicht gebliebenen Rohrschalters dieser Gruppe ver-doppelt.

IV. Die Entscheidung über die Preisträger.

Wie schon im Abschnitt II anlässlich der Besprechung des Punktes 4 der in den Wettbewerbsbestimmungen erhobenen Forderungen angedeutet wurde, hat das Preisgericht sich in seiner endgültigen Entscheidung nicht streng an die rein zahlenmäßig auf Grund der Prüfungsergebnisse entwickelte Reihenfolge der Wettbewerbsfirmen gehalten. Es war von vornherein klar, daß die Ergebnisse der Prüfung, die ja immerhin wegen der Unmöglichkeit, sie über einen längeren Betriebszeitraum auszudehnen, sowie wegen der gerade deswegen eingeführten Schärfe einzelner Proben etwas Gewalttames an sich haben mußte, nicht allein von ausschlaggebender Bedeutung sein durften. So ist z. B. die Tatsache, daß ein verhältnismäßig großer Teil der geprüften Rohrschalter sich bei der Druckprobe als stark undicht erwies, unzweifelhaft auf die zur Vorbereitung benutzte Schüttelprobe zurückzuführen, die an die Konstruktionen sehr scharfe Anforderungen stellte. Auch ließ es sich trotz aller Vorsicht nicht vermeiden, daß infolge der absichtlich vorgenommenen Verunreinigung des Benzins doch einmal ein Flugsandkörnchen in den gerade der Prüfung unterworfenen Rohrschalter gelangen konnte. Legte es sich im Hahn oder Ventil gerade ungünstig hin, so war der Schalter eben undicht, ohne daß der Firma oder ihrer Konstruktion daraus ein Vorwurf erwachsen konnte. Schließlich durfte auch die Eile, mit der bei der sehr kurzen Einlieferungszeit die Modelle hergestellt worden waren, als das Ergebnis beeinflussend nicht ganz außer acht gelassen werden — kurzum, gewisse Zufallserscheinungen, die bei dem Ausfall der Prüfung eine Rolle spielen konnten, mußten gebührend berücksichtigt werden. Dazu vertrat das Preisgericht die Ansicht, daß Hähne größerer Abmessungen ihrer Natur nach immer sehr stark der Gefahr des Fressens ausgesetzt sind und daß man daher für größere Abmessungen zweckmäßig Ventilkonstruktionen zu wählen haben wird, die aber ihrerseits wieder für kleinere Abmessungen deswegen erst in zweiter Linie in Betracht gezogen werden sollten, weil

sie schwerer herzustellen, komplizierter und teurer sind als die in dieser Hinsicht ihnen weit überlegenen Hahnkonstruktionen. Für Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter kommen im praktischen Flugzeugbau allgemein nicht so große Abmessungen wie für Durchgangsschalter in Betracht; für sie sind also zunächst die Hahnkonstruktionen noch wichtiger als die Ventile.

Die zahlenmäßig ermittelten Prüfwerte wurden auf Grund all dieser Überlegungen vom Preisgerichte lediglich als Anhalt aufgefaßt, um unter allen Umständen zu verhindern, daß Konstruktionen mit einem Preise bedacht wurden, die ihrem Wesen nach leicht undicht und damit für die Praxis unbrauchbar waren. Auch für den Endzweck des Wettbewerbes,

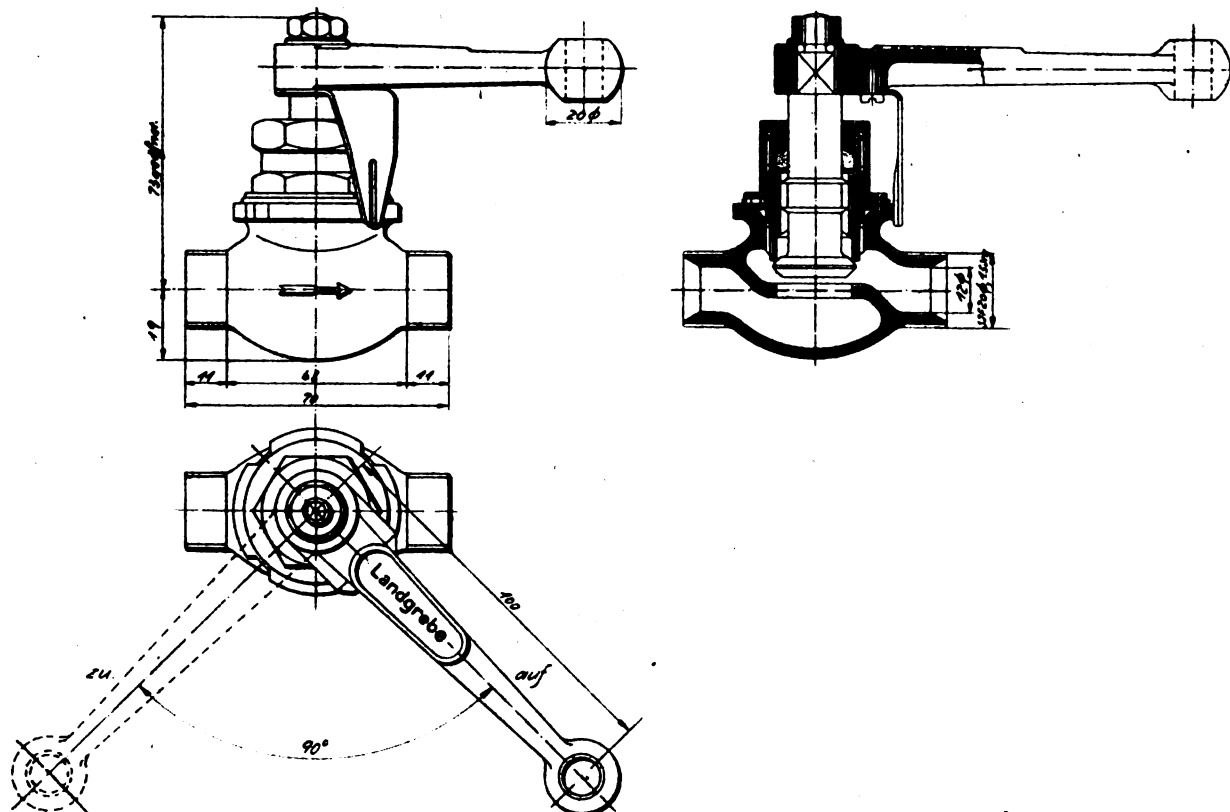


Fig. 5. Durchgangventil, G. Heyde.

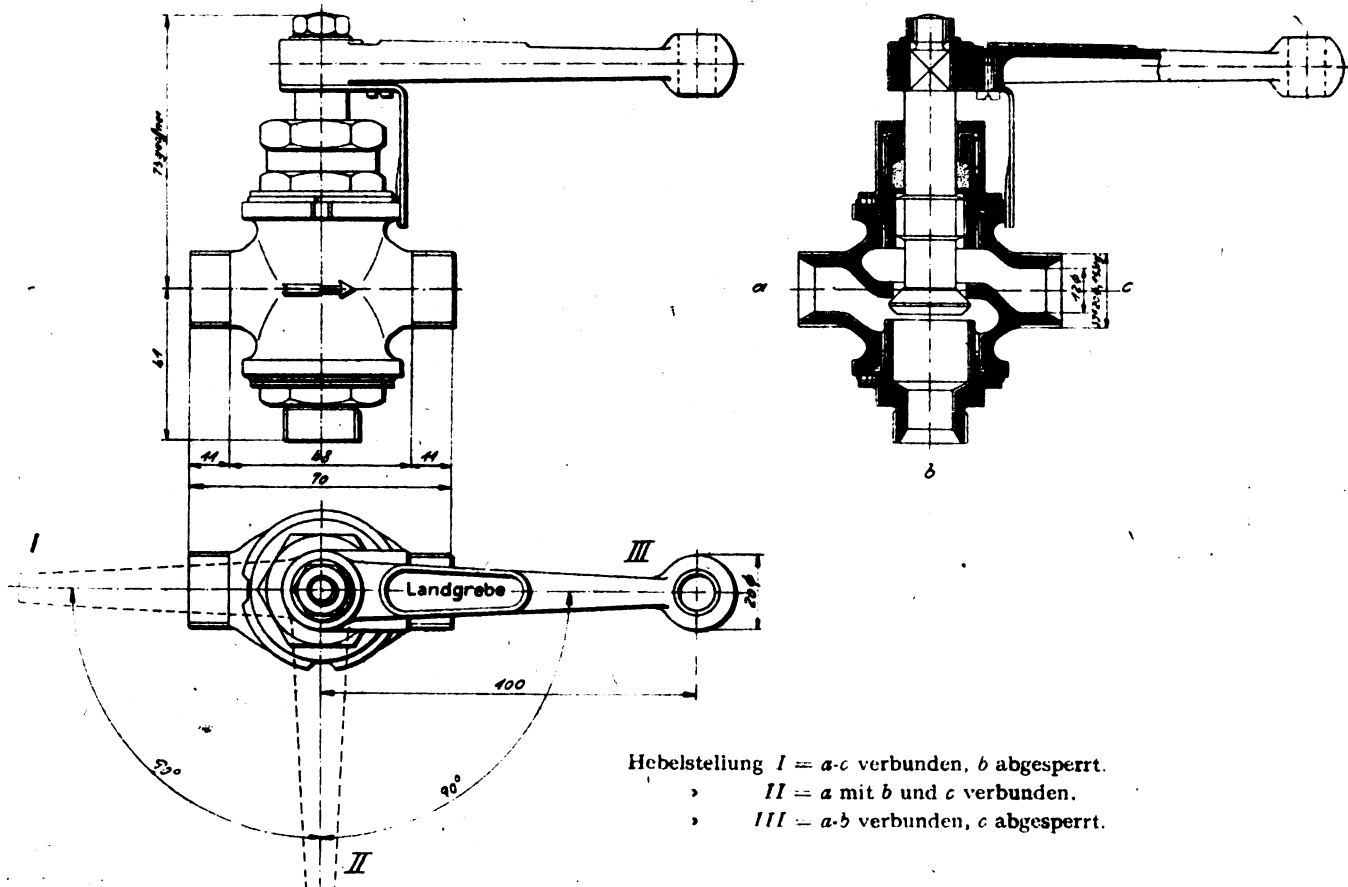


Fig. 6. Dreiwegventil, G. Heyde.

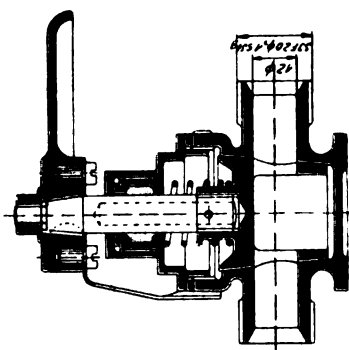


Fig. 8. Dreiweghahn, Heyde.

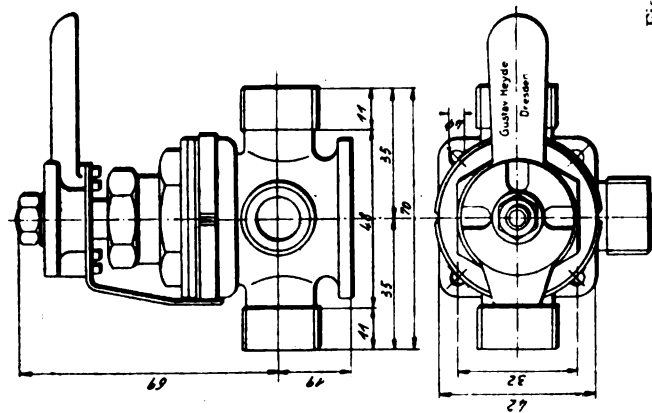
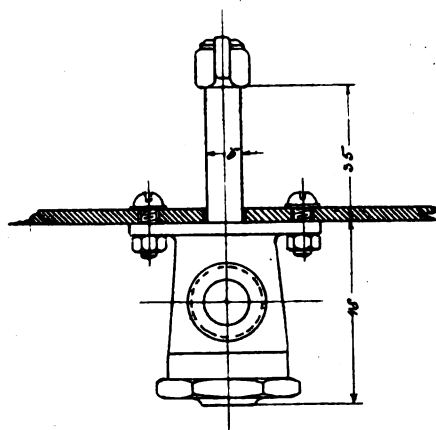
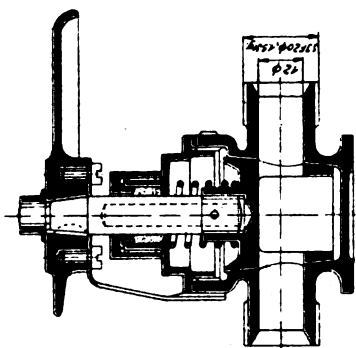
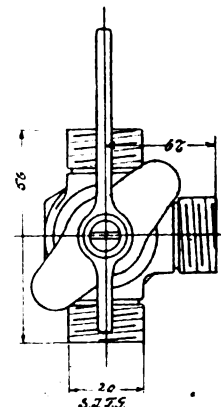
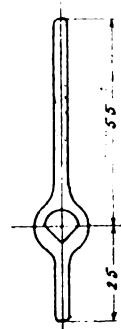
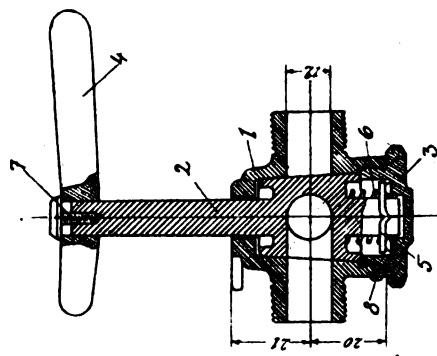


Fig. 7. Durchgangshahn, Heyde.



Pos.	Stück	Gegenstand	Material
1	1	Gehäuse (m. Befestigungslappen)	Aluminium
2	1	Würbel	Messing
3	1	Verschlußmutter	Aluminium
4	1	Griff	Messing
5	1	Arretierungsscheibe	Eisen
6	1	Feder	Stahl
7	1	Schraube	Eisen
8	1	Feststellschraube	Messing

Fig. 9. Durchgangshahn, Gebr. Rost.



Pos.	Stück	Gegenstand	Material
1	1	Gehäuse (m. Befestigungslappen)	Aluminium
2	1	Würbel	Messing
3	1	Verschlußmutter	Aluminium
4	1	Griff	Messing
5	1	Arretierungsscheibe	Eisen
6	1	Feder	Stahl
7	1	Schraube	Eisen
8	1	Feststellschraube	Messing

Fig. 10. Dreiweghahn, Gebr. Rost.

die Vereinheitlichung der Rohrschalterkonstruktionen, war es sehr wichtig, den Grad der Betriebssicherheit festzustellen, der den einzelnen Bauarten und Baustoffen innewohnt. Ausschlaggebend für die Eignung des Rohrschalters zur Verwendung im Flugzeuge und zur Normalisierung mußten jedoch vor allem die konstruktiven Gesichtspunkte, insbesondere auch die Zweckmäßigkeit für den Einbau und die Bedienung sein, wozu ja auch die Möglichkeit leichten und schnellen Auseinandernehmens und Wiederaussetzens gehören. Wenn sich die nach konstruktiven Gesichtspunkten ermittelte Reihenfolge dann mit der zahlenmäßig festgestellten einigermaßen deckte — um so besser!

Bei der Prüfung der konstruktiven Eigenschaften wurde es zunächst freudig begrüßt, daß verschiedene Firmen Ventilkonstruktionen vorgelegt hatten. Hierzu gehören z. B.:

Die Firma Gustav Heyde, die sowohl Hähne als auch Ventile als Durchgangsschalter eingereicht hatte und bei der das Bestreben unverkennbar vorlag, gerade durch den Gegensatz die große Überlegenheit der Ventile nachzuweisen. Wenn ihr das auch für ihre eigene Ventilkonstruktion geglückt ist, so ist es ihr allgemein doch nicht gelungen, zumal da auch ihre Hähne sich als bemerkenswert gut und brauchbar erwiesen haben.

Ferner die Firmen Hansa-Metallwerke, Hannoversches Armaturen- und Messingwerk Oventrop & Heutelbeck sowie Zeppelinwerke Staaken, die sämtlich nur Ventile eingeliefert haben; diese Konstruktionen litten jedoch zunächst noch an gewissen Mängeln, die sich bei zweckentsprechender Fortentwicklung der Konstruktion vielleicht beheben lassen werden, eine Preisurteilung vorerst jedoch nicht gestatteten.

Eine Enttäuschung bedeuteten bedauerlicherweise die mit starker Benutzung von Elektron hergestellten Rohrschalter von F. Achilles, Frankfurt a. O. Die Verwertung dieser Legierung hat wegen ihres außerordentlich geringen Gewichts gerade für den Flugzeugbau etwas Bestechendes, und deshalb sind auch bisher schon Rohrleitungs- und Abzweigstützen aus Elektron im praktischen Flugzeugbau verwendet worden,

ohne daß sich im Betriebe daraus besondere Nachteile ergeben hätten; denn die Feuergefährlichkeit der Legierung spielt für die Bearbeitung auf der Drehbank entschieden eine größere Rolle als im Flugzeuge. Bei der Verwendung für Hahnkonstruktionen tritt jedoch die sehr unangenehme Eigenschaft in die Erscheinung, daß das Elektron stark unter Witterungseinflüssen leidet. Schon Ende Juli hatte die Firma Gebrüder Rost einen Schriftwechsel mit ihrer Unterlieferantin, der «Chemischen Fabrik Griesheim-Elektron», Frankfurt a. M., vorgelegt, aus dem ersichtlich war, daß das Material in feuchter Luft porös wird und überdies stark oxydiert, so daß schon nach kurzer Zeit das Hahnkücken festsetzt. Möglich ist allerdings, daß ein anderes Herstellungsverfahren Abhilfe schafft, daß z. B. gepreßtes Elektron sich günstiger als das im vorliegenden Falle verwendete gegossene verhält. Aber jedenfalls lassen die Erfahrungen des Wettbewerbs vorläufig hinsichtlich dieser Legierung die größte Vorsicht geboten erscheinen.

Die Beurteilung der Konstruktionen hat im Zusammenhange mit den Ergebnissen der Prüfung auf Gewicht, Sparmetallaufwand und Betriebssicherheit durch einstimmig gefaßten Beschluß des Preisgerichts zu folgender Preisverteilung geführt:

I. Preis. Der I. Preis im Betrage von M. 5000 wurde der Firma Gustav Heyde, mechanische und optische Präzisionswerkstätten, Dresden-Neustadt, zuerteilt, und zwar in Anerkennung der Tatsache, daß sie das beste Durchgangsventil geliefert und damit sehr beachtenswerte Anregungen für die Ausbildung insbesondere der größeren Durchgangsschalter gegeben, im übrigen aber auch sehr brauchbare Hahnkonstruktionen vorgelegt hat. In den Fig. 5 bis 8 ist je ein Durchgangs- und Dreiwegventil und je ein Durchgangs- und Dreiweghahn für 12 mm l. W. wiedergegeben, aus denen die Einzelkonstruktionen ersichtlich sind; dabei ist jedoch zu bemerken, daß das Dreiwegventil (Fig. 5) eine neuere Konstruktion darstellt, von der Ausführungsproben zum Wettbewerbe noch nicht eingereicht worden sind. Als Gehäusematerial war bei den Hähnen Messing, bei den Ventilen Aluminium gewählt.

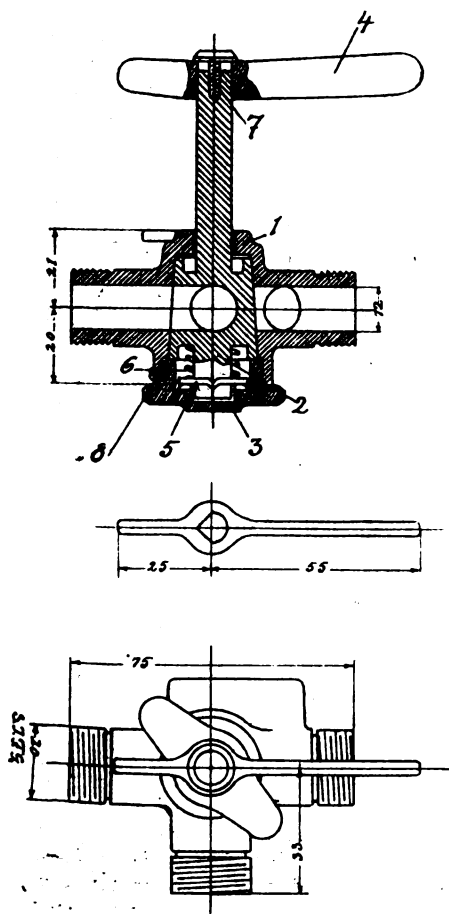
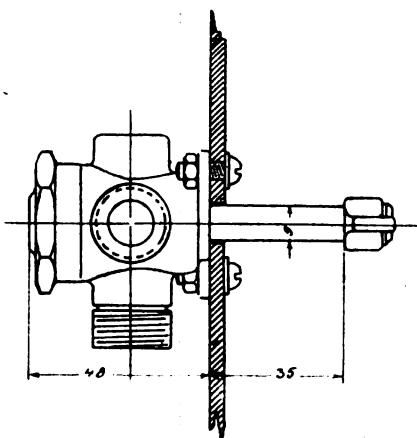


Fig. 11. Dreiwegumlauf-Hahn, Gebr. Rost.



Pos.	Stück	Gegenstand	Material
1	1	Gehäuse (m. Befestigungslappen)	Aluminium
2	2	Würbel	Messing
3	3	Verschlußmutter	Aluminium
4	4	Griff	Messing
5	5	Arretierungsscheibe	Eisen
6	6	Feder	Stahl
7	7	Schraube	Eisen
8	8	Feststellschraube	Messing

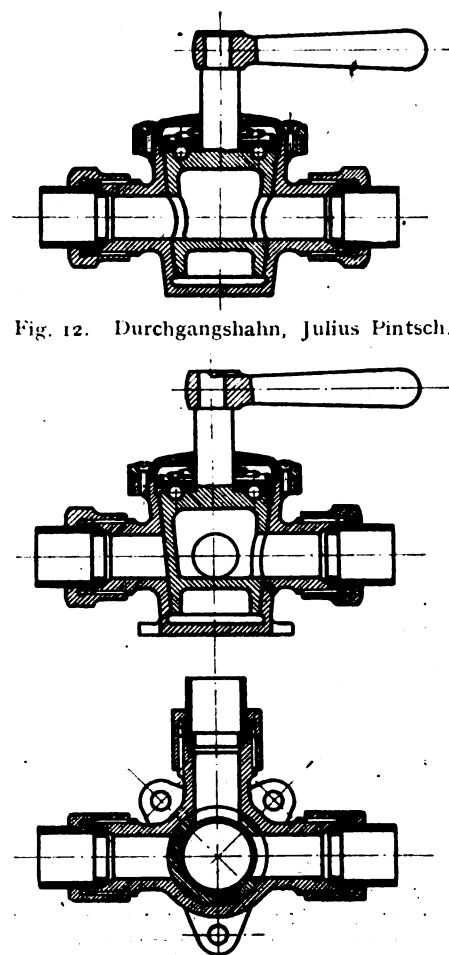


Fig. 13. Dreiweghahn, Julius Pintsch.

Fig. 12. Durchgangshahn, Julius Pintsch.

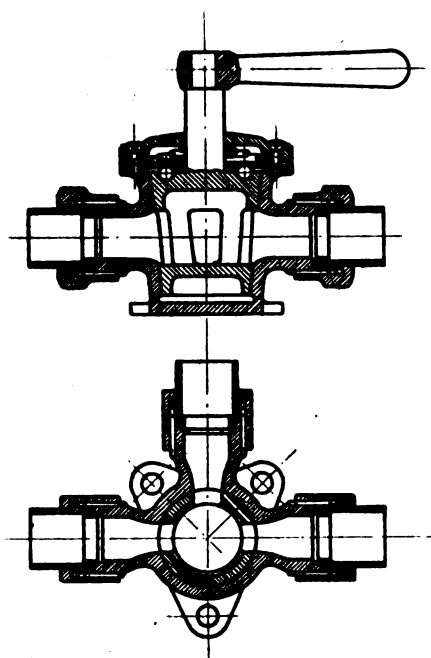


Fig. 14. Dreiwegumlaufhahn, Julius Pintsch.

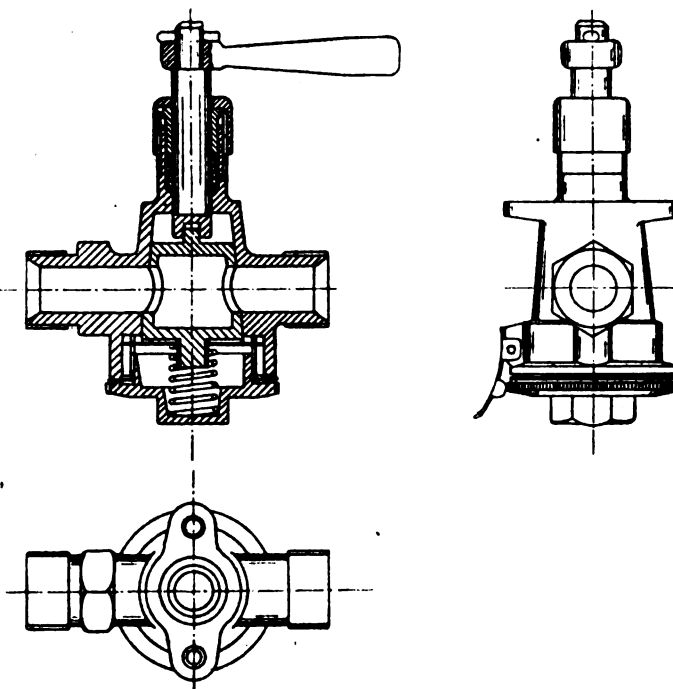


Fig. 15. Durchgangshahn, Gebr. Jacob.

Ohne auf die Einzelheiten der konstruktiven Durchbildung näher einzugehen, sei doch auf diejenigen Vor- und Nachteile der Heydeschen Rohrschalter kurz hingewiesen, die das Preisgericht in seinem Schlußberichte hervorzuheben für notwendig hielt. Die im Rahmen des Wettbewerbs zu beurteilende Ventilkonstruktion ist verhältnismäßig einfach, fabrikmäßig genau herstellbar und kann leicht auseinandergenommen und wieder zusammengebaut werden. Die beim Durchgangs- sowie beim Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Hahn angeordnete Stopfbüchse ist freilich unnötig und bliebe besser fort; auch daß der über das Spritzblech vorstehende Teil des Ventils größer als bei anderen Bauarten ist, war als Nachteil zu bewerten. Daß bei etwaiger Abnutzung des Ventilsitzes das Dichtsetzen durch weiteres Hineinschrauben des Ventilkegels erst nach Abänderung der Arretierungskerbe möglich ist, kann nur als ein Mangel bezeichnet werden, der allen mit Schlußstellungs-Arretierung versehenen Ventilen gemeinsam ist.

II. und III. Preis. Der II. Preis (M. 3000) und der III. Preis (M. 2000) wurden vom Preisgerichte zusammengelegt, und die Gesamtsumme wurde je zur Hälfte den Firmen Gebr. Rost, Metallgießerei und Armaturenfabrik in Leipzig, Eberhardstraße 12, und Julius Pintsch A.-G., Niederlassung in Frankfurt a. M., zugesprochen.

Die erstgenannte Firma hatte Rohrschalter mit Aluminiumgehäuse und Messing-Hahnkükens (vgl. Fig. 9 bis 11), die zweite solche aus Messinggehäuse mit Messing-Hahnkükens eingereicht (vgl. Fig. 12 bis 14). Dazu sei gleich an dieser Stelle bemerkt, daß Julius Pintsch außerdem noch nachträglich und daher außer Wettbewerb geprüfte Schalter derselben Konstruktion, aber mit Aluminiumgehäuse übersandt hat, die in der Prüfung, insbesondere auch hinsichtlich der Dichtigkeit, recht gut abgeschnitten haben und die, wenn sie im Wettbewerbe selbst gestanden hätten, somit also der Beurteilung mit hätten zugrunde gelegt werden können, der Firma den zweiten Platz in der Reihenfolge gesichert haben würden. Nach der im Wettbewerbe stehenden Konstruktion und Bauart erschienen jedoch Vor- und Nachteile gegenüber den Rohrschaltern der Firma Gebr. Rost so ausgeglichen, daß beide parallel bewertet werden mußten. So erhielt also jede dieser beiden Firmen einen Preisbetrag von $\frac{3000 + 2000}{2} = \text{M. } 2500$.

Auf die Einzelheiten der Konstruktionen, die aus den Figuren wohl mit genügender Klarheit ersichtlich sind, kann mit Rücksicht auf den verfügbaren Raum hier wie bei den folgenden Rohrschaltern nicht näher eingegangen werden. Die Begründung des Preisgerichtsurteiles lag, soweit die konstruktive Durchbildung in Betracht kam, für Gebr. Rost vor allem in

der vorbildlich einfachen, insbesondere für kleine Abmessungen zweckmäßigen Ausführung des Gehäuses, für Julius Pintsch in der vorteilhaften Ausbildung des Kükens, dessen Beweglichkeit und Arretierungsvorrichtung (mittels Kugeln) für die Vereinheitlichung der Hähne besonders beachtenswert erschienen. Als nachteilig wurde vom Preisgerichte folgendes bezeichnet:

a) Von den Durchgangshähnen der Firma Gebr. Rost versagte die in der Prüfung stehende größte Abmessung — 18 mm l. W. — infolge Festfressens des Kükens an beiden verfügbaren Exemplaren, woraus zu schließen ist, daß sich die Konstruktion allgemein für Hähne größerer Abmessungen nicht eignet; dafür schnitt die Firma beim Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter hinsichtlich der Dichtigkeitsprobe am besten ab. Bei den letztgenannten Schaltern war dagegen die Sichtbarmachung des eingestellten Weges verbesserungsbedürftig, aber auch ohne Schwierigkeit verbesserungsfähig. Endlich hat sich gezeigt, daß sich die Arretierung in dem weichen Deckelmaterial leicht ausarbeiten wird.

b) So elegant die gestellte Aufgabe bei den kleinen Hähnen der Firma Julius Pintsch gelöst ist, so klein und leicht diese Hähne geringer Abmessungen ausgefallen sind, so schwer und auch schwer beweglich ist die große Abmessung dieser Rohrschalter, ein Mangel, der freilich mehr oder weniger wohl allen Hähnen größerer Abmessungen anhaften wird; das liegt nun einmal im Wesen der Hahnkonstruktion begründet. Die Griffbefestigung der von Julius Pintsch eingereichten Modelle ließ zu wünschen übrig, ist aber, ohne an den sonstigen Konstruktionseinzelheiten Änderungen nötig zu machen, leicht zu verbessern.

Besonders festzustellen ist, daß die in den Wettbewerbsbedingungen unter a) bis i) — vgl. Abschnitt I — enthaltenen Konstruktionsvorschriften bei den preisgekrönten Rohrschaltern durchweg erfüllt waren.

V. Die Konstruktion der übrigen in die engere Wahl gezogenen Bewerber.

Des Interesses wegen, das die Allgemeinheit daran hat, auch diejenigen Konstruktionen kennen zu lernen, die zwar keinen Preis erhielten, jedoch in die engere Wahl gekommen sind, möge im folgenden kurz dargelegt sein, wie das Preisgericht über sie geurteilt hat. Sie sollen in der Reihenfolge derjenigen Nummern besprochen werden, die sie für die Prüfung erhalten haben; diese Reihenfolge stellt also nicht eine irgendwie geartete Wertung dar.

1. Gebrüder Jacob, Zwickau.

Die Konstruktionen der Firma sind aus den Fig. 15 bis 17 ersichtlich; Durchgangs- und Dreiwegschalter, die im Wettbewerb standen, wiesen jedoch noch nicht die Teilung zwischen

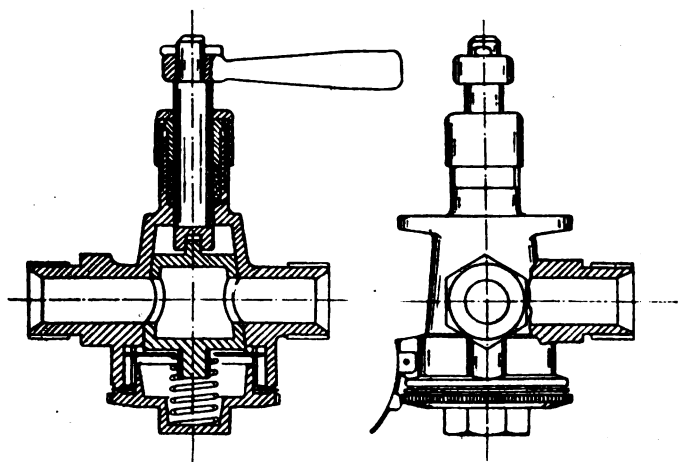


Fig. 16. Dreiweghahn, Gebr. Jacob.

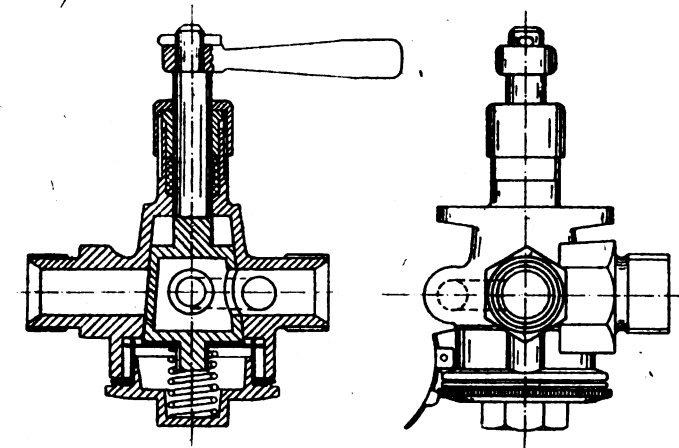


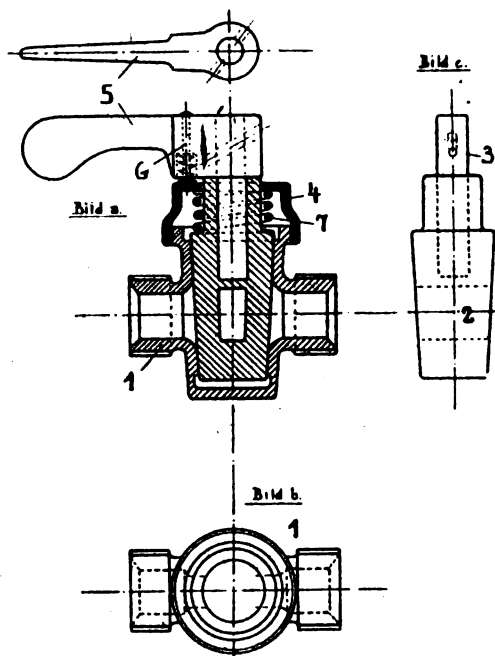
Fig. 17. Dreiwegumlaufhahn, Gebr. Jacob.

Griff und Hahnkükten auf, die in den Fig. 15 und 16 dargestellt ist; diese Teilung war vielmehr erst bei Modellen ausgeführt, die außer Wettbewerb geprüft worden sind und auf die erst im Abschnitt VI etwas näher einzugehen sein wird.

Wie die Skizzen zeigen, handelte es sich um eine der üblichen Küktenhahn-Konstruktionen, die — in Messing ausgeführt — keinerlei bemerkenswerte Besonderheiten oder Fortschritte gegenüber den schon bekannten Konstruktionen erkennen ließen.

2. Hansa-Metallwerke, Feuerbach bei Stuttgart.

Die Konstruktionen dieser Firma boten insofern Neues und Interessantes, als sie die Verwendung von Kugelventilen in Anregung brachten. Sie waren jedoch in der zum Wettbewerb eingereichten Form noch nicht genügend durchgebildet, um den Anforderungen des praktischen Betriebes voll gerecht werden zu können. Vor allem trat dies bei der Ausführung der zum Bewegen der Kugelventile dienenden Nocken in die Erscheinung, die richtig zu bearbeiten schwer sein wird und die jedenfalls auch starker Abnutzung unterworfen sein werden. Zu bemängeln war ferner, daß die Arretierung nicht mit dem Ventilkörper vereinigt, sondern getrennt von diesem an der Spritzwand befestigt werden sollte; beim losen Rohrschalter wird durch falsche Grifff Drehung, die keine Arretierung verhindert, das Ventil zerstört, und bei der Montage sind Irrtümer leicht möglich, die zu dem gleichen Ergebnisse führen — ein Mangel, der freilich ohne besondere Schwierigkeiten zu beheben sein würde. Schließlich war noch zu beachten, daß jedes Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Ventil drei um je 120° auseinanderliegende Schaltstellungen besitzt, zwischen denen sich je eine Ruhestellung befindet. Die Grifff Drehung vom Öffnen zum Schließen beträgt also 60°, während es aus Betriebsrücksichten wünschenswert ist, ein für allemal dieselbe Grifff Drehung um 90° beizubehalten.



Pos.	Stück	Gegenstand	Material
1	1	Gehäuse 12 mm l. W. . . .	Rotguß
2	1	Kükten	Legierung
3	1	Vierkanteisen 8 □	Eisen
4	1	Verschlußkappe	S. M. Eisen
5	1	Handgriff	Eisen
6	1	Schnepper	Eisen
7	1	Küktenfeder	Stahl

Fig. 18. Durchgangshahn, F. W. Heutelbeck.

Die Kugelventil-Konstruktion hat im übrigen so viel für sich, daß ihr bei weiterer Durchbildung künftig wohl ein Erfolg beschieden sein könnte. Die Firma ist nach einer von ihr eingegangenen Mitteilung zur Zeit damit beschäftigt, die Konstruktion zu verbessern, und hat aus diesem Grunde davon abgesehen, die Genehmigung zur Veröffentlichung der zum Wettbewerb eingereichten Bauart zu erteilen.

3. F. W. Heutelbeck, Peine.

Die Fig. 18 bis 20, aus deren Stücklisten die verwendeten Baustoffe ersichtlich sind, zeigen, daß es sich auch hier um normale Hahnkonstruktionen handelt, denen besondere Vorzüge, abgesehen vielleicht von den verhältnismäßig kleinen Außenabmessungen, nicht nachgerühmt werden können. Die Arretierung frißt sich, wie die eingereichten Modelle bewiesen haben, leicht fest. Die Firma legt auf die Feststellung Wert, daß ihr die zum Wettbewerbe angemeldeten Konstruktionen gesetzlich geschützt sind.

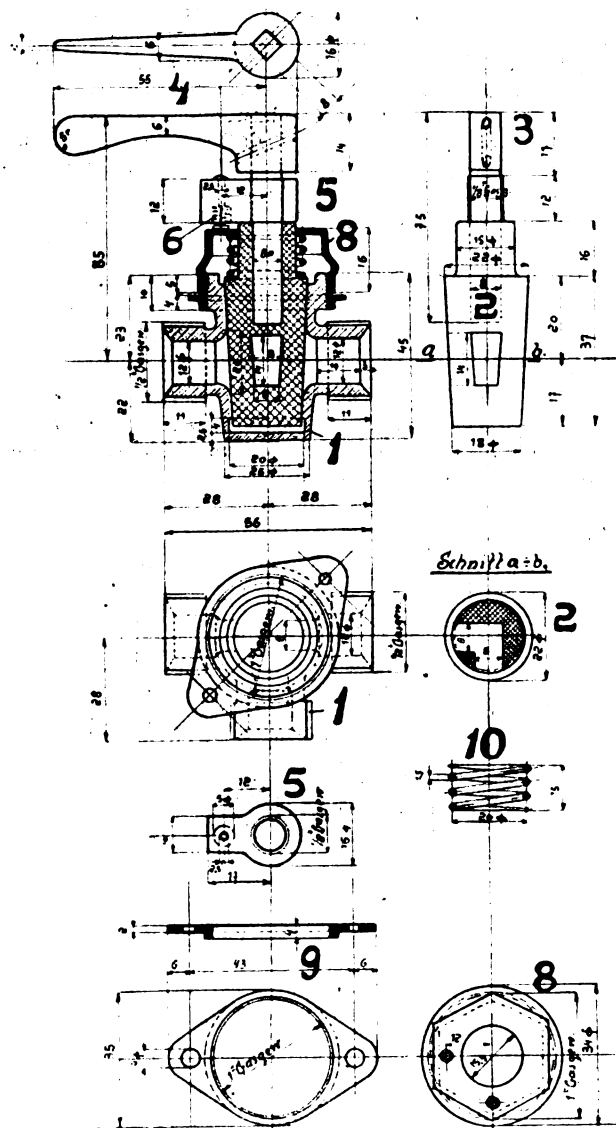
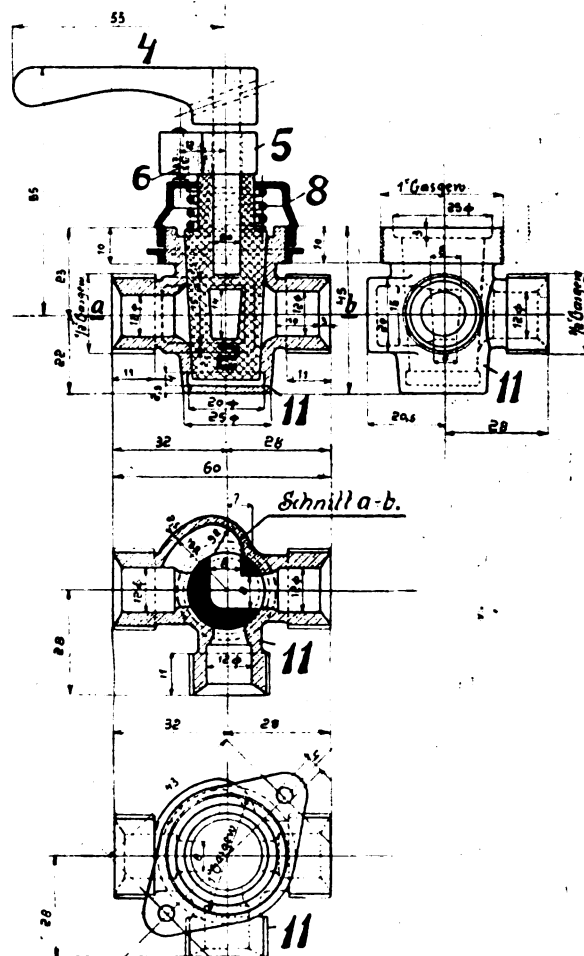


Fig. 19. Dreiweghahn, F. W. Heutelbeck.

4. Zeppelinwerke, Staaken bei Spandau.

Weit größeres Interesse konnte die Bauart der Zeppelinwerke für sich in Anspruch nehmen. Wie Fig. 21 und die Photographie Fig. 22 dartun, besitzt sie schon für den bloßen Augenschein insofern eine Eigenart, als die Handgriffe den bei elektrischen Schaltern üblichen nachgebildet sind. Die Firma hat sich auf die Einlieferung von Durchgangsventilen beschränkt; die Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter wollte sie durch Zusammenschalten mehrerer Durchgangsventile ersetzen, wobei der Übergang von einer Schaltung zur anderen natürlich nicht durch einen einzigen Handgriff, sondern im allgemeinen erst durch Betätigung mehrerer Schalter erreicht wird. Fig. 23 zeigt eine sog. »Zentralarmatur für ein Einmotoren-Flugzeug«, Fig. 24 das Benzinchema dazu; beide Darstellungen bedürfen in ihrer klaren Einfachheit keiner Erläuterung.

So bestechend der hier zum Ausdruck gebrachte Gedanke auf den ersten Blick auch ist, so hat das Preisgericht doch geglaubt, sich auf den Standpunkt stellen zu müssen, daß aus Rücksicht auf den praktischen Betrieb die Bewegung mehrerer Einzelschalter, um eine einzige Schalterwirkung zu erzielen, nicht zweckmäßig ist und daß die Konstruktion allein aus diesem Grunde schon nicht für eine Normalisierung in Vorschlag gebracht werden kann, wenn sie auch vielleicht in besonderen Einzelfällen eine vorteilhafte Verwendung verspricht. Zu loben ist die Anordnung des Schalterwirbels insofern, als



Pos.	Stück	Gegenstand	Material
1	1	Gehäuse	Rotguß
2	2	Küken	Legierung
3	2	Vierkanteisen	Eisen
4	2	Handgriffe	»
5	2	Schnepferhalter	»
6	2	Schnepferfedern	Stahl
7	2	Schnepferbolzen	S. Eisen
8	2	Verschlußkappen	S. M. Eisen
9	2	Flanschen	» » »
10	2	Kükenfedern	Stahl
11	1	Gehäuse f. Uml.-Schalt.	Rotguß

Fig. 20. Dreiwegumlaufhahn, F. W. Heutelbeck.

die Gefahr sehr verkleinert ist, daß die vielleicht durch Frost starr gewordenen, durch dicke Handschuhe in ihrer Beweglichkeit weiter beschränkten Hände des Bedienenden mit eben diesen Handschuhen am Schaltergriff hängen bleiben.

Als nachteilig wäre ferner anzuführen, daß das mit Aluminiumgehäuse gebaute Ventil recht teuer und auch schwer herstellbar ist. Da die Dichtungsmembran festgelötet, der Deckel vergossen ist, so werden beim Auseinandernehmen Verbindungen aufgehoben, die sich ohne Zuhilfenahme von Werkstatteinrichtungen nicht wieder sachgemäß vereinigen lassen; ein Auseinandernehmen und Wiederaussetzen

im Felde ist also ausgeschlossen. In Schlußstellung kann schließlich der nicht unter Druck stehende Teil der Leitung allmählich durch den Deckel auslaufen — es fehlt hier an einer zuverlässigen Abdichtung.

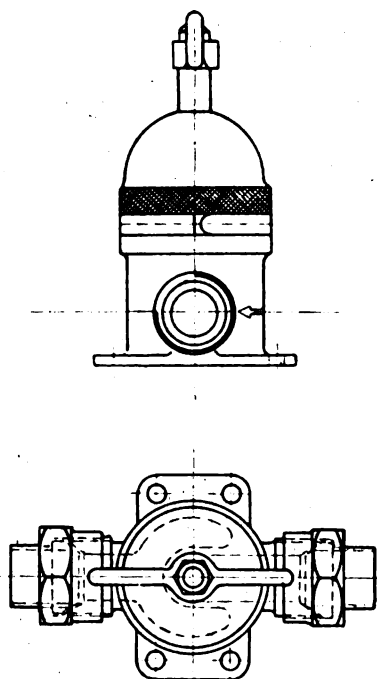


Fig. 21. Durchgangsschalter, Zeppelinwerke.

5. Deutsche Armaturenfabrik, Leipzig. —
Richard & Max Rost.

Nach dem Ausfalle der Prüfung (vgl. Tabelle 5) kamen die Konstruktionen der Firma nur hinsichtlich der Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter in Betracht. Von diesen waren aber beide verfügbaren Exemplare des Dreiwegschalters sowie das erste Exemplar der Dreiwegumlauf-Schalter so stark undicht, daß das Preisgericht sich nicht entschließen konnte, die Konstruktion zur Normalisierung zu empfehlen.

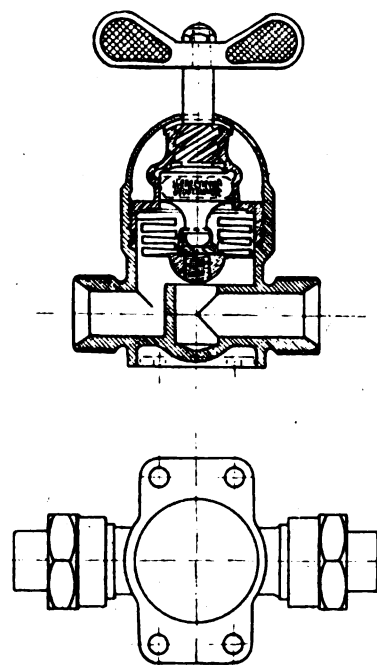


Fig. 22.

Fig. 25 gibt den als Ventil ausgebildeten Durchgangsschalter von 12 mm, Fig. 26 den Dreiwegschalter, Fig. 27 endlich den Dreiwegumlauf-Schalter wieder. Die beiden letzteren Schalter sind, wie ersichtlich, einfache, organisch durchgebildete Kükenhähne. Als Baustoff für die Gehäuse ist durchweg Aluminium gewählt.

6. Allgemeine Elektricitäts-Gesellschaft,
Hennigsdorf bei Berlin.

Auch die Rohrschalter-Konstruktionen der AEG. haben ihrer aus den Fig. 28 bis 30 ersichtlichen Eigenart wegen



Anspruch darauf, in diesem Zusammenhange Erwähnung zu finden, obwohl sie wegen ihres hohen Gewichts und des anscheinend durch keinerlei Hemmungen beeinträchtigten Auf-

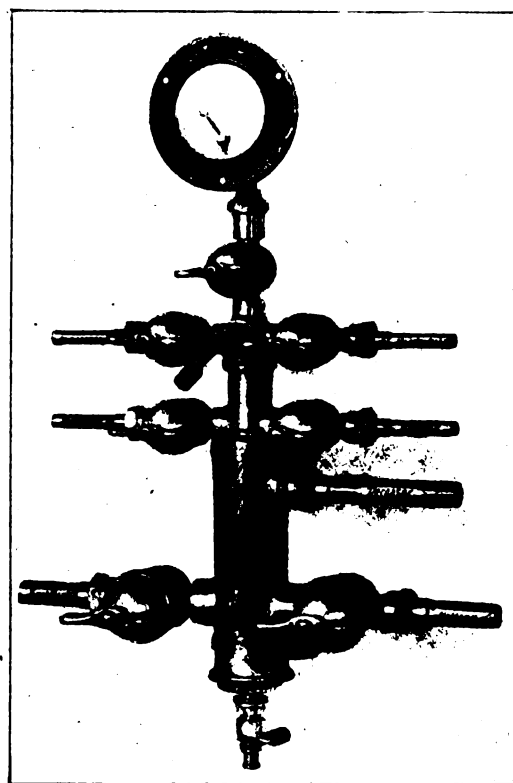


Fig. 23. Zentralarmatur für ein Einmotoren-Flugzeug.

wandes an Sparmetall von vornherein aus dem Rahmen der in die engere Wahl gekommenen Modelle herausfielen.

Der Firma hat offenbar bei der Anmeldung zum Wettbewerb weniger die Erlangung eines Preises als Ziel vorge-

schwebt; es scheint ihr vor allem daran gelegen zu haben, ihre »Doppelschalter« zur Erörterung zu stellen, die, mit zwei Handgriffen versehen, in der einfachsten Form vier Schaltstellungen ermöglichen, nämlich

a—b, b—c, c—a und Ruhe,

aber auch höhere Kombinationsgrade zulassen. Die Firma glaubte dieser Anordnung eine Reihe großer Vorteile beimessen zu sollen, die insbesondere beim Vorhandensein zahlreicher Schaltstellen (Unterteilung in Benzinzentrale und Luftzentrale) der Sicherheit in der Bedienung zugute kommen, und behauptete, daß dieser Vorteile wegen der von ihr konstruierte Schalter für alle Großflugzeuge vorgeschrieben worden sei. Das Preisgericht vertrat jedoch die Ansicht, daß die Verwendung derartiger Sonderkonstruktionen wohl für Sonderfälle, wie sie z. B. bei den Großflugzeugen vorliegen, vorteilhaft sein kann, daß sie jedoch für eine Normalisierung von Rohrschaltern keine allgemeinere Bedeutung besitzt; es hat sich daher nicht dazu entschließen können, bei der Beurteilung der Konstruktion

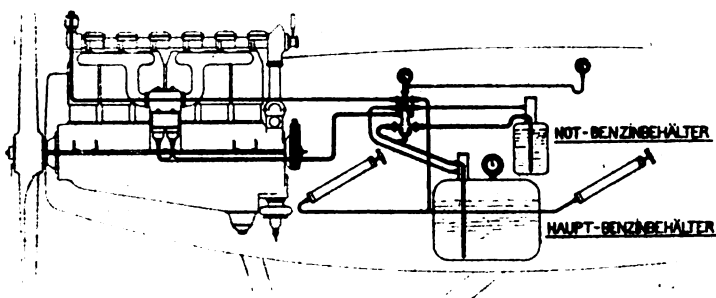


Fig. 24. Benzinschema für ein Einmotoren-Flugzeug.

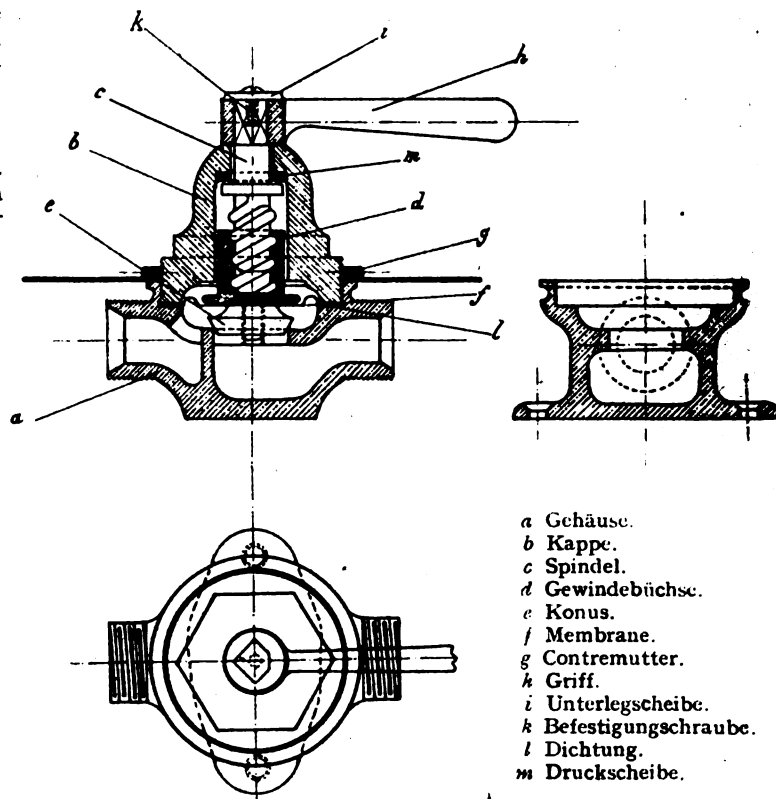


Fig. 25. Durchgangsventil, Rich. & Max Rost.

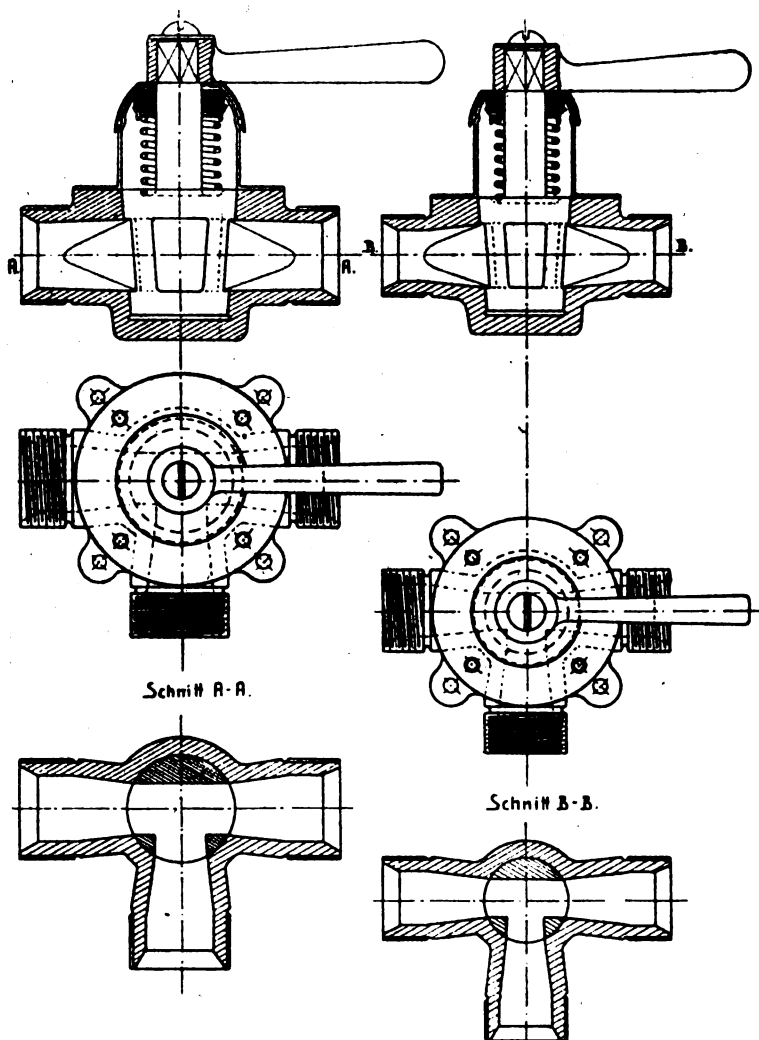


Fig. 26. Dreiweghahn, Richard & Max Rost.

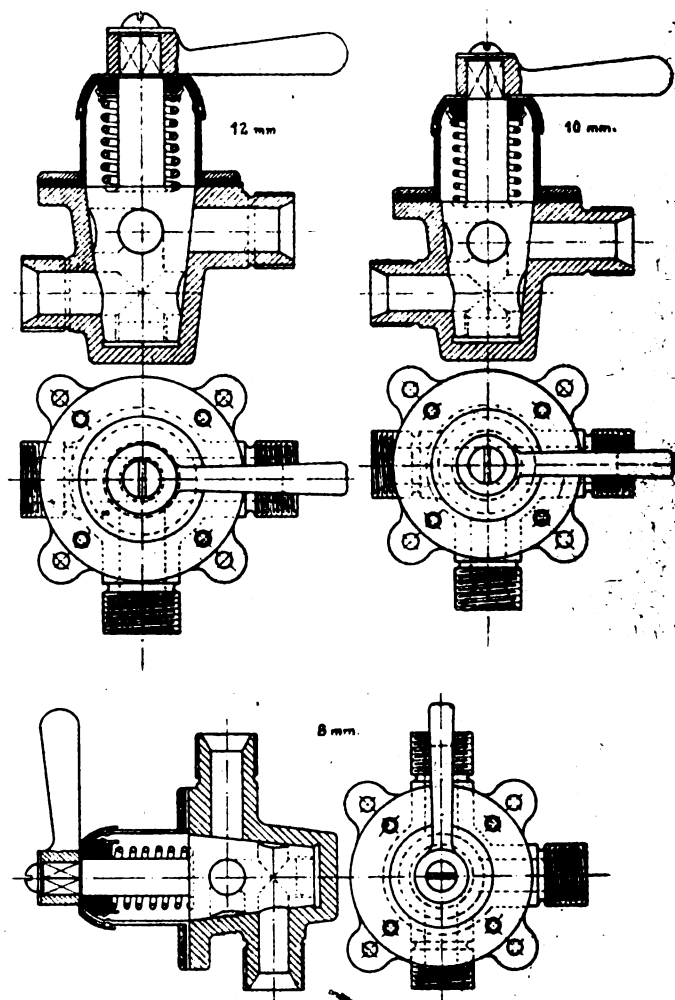


Fig. 27. Dreiwegumlaufhahn, Richard & Max Rost.

in diesem Falle das Ergebnis der zahlenmäßigen Prüfung ganz außer acht zu lassen und ihr lediglich der Eigenart der für Sonderfälle geeigneten Bauart wegen einen Preis zuzuerkennen.

7. F. Achilles, Frankfurt a. O.

Auch die Konstruktionen des Dipl.-Ing. Achilles konnten für einen Preis nicht in Betracht gezogen werden, da sie — offenbar hauptsächlich infolge der ausgiebigen Verwendung von »Elektron« — bei der Dichtigkeitsprüfung völlig versagten.

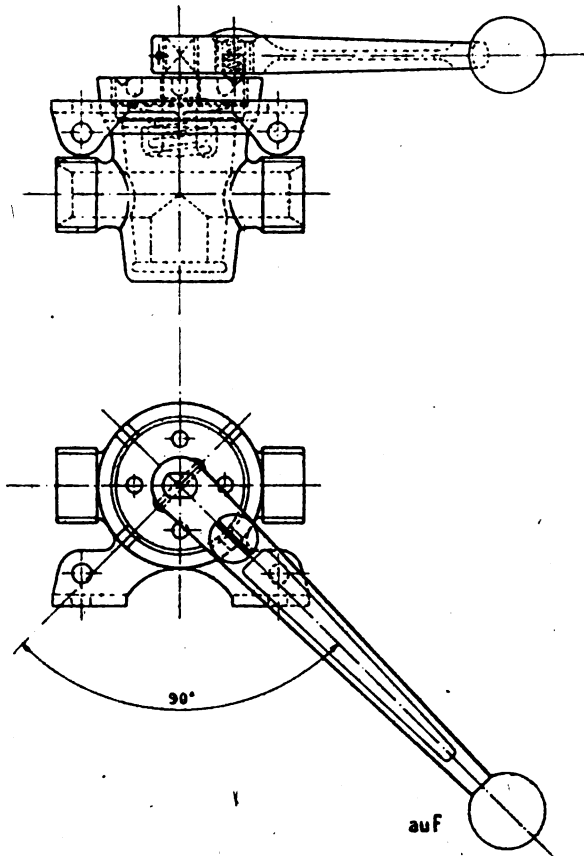


Fig. 28. Durchgangshahn, A. E. G.

Über den Baustoff ist das Notwendige bereits im Abschnitt IV geagt worden; so möge denn hier nur noch auf die Fig. 31 bis 33 hingewiesen sein, die das Wesen der Formgebung bei diesen Schaltern verdeutlichen.

VI. Die Ergebnisse der Prüfung außer Wettbewerb.

Bei der Besprechung der außer Wettbewerb durchgeführten Prüfungen kann ich mich wesentlich kürzer fassen, weil sie in derselben Weise und mit denselben Einrichtungen vorgenommen wurden, die auch bei den Wettbewerbsproben verwendet worden waren, und weil die Beurteilung auf derselben Grundlage erfolgt ist, um einen unmittelbaren Vergleich zu ermöglichen.

Das Interesse der Firmen, ihre Konstruktionen außer Wettbewerb prüfen zu lassen, war nur gering, was einerseits darauf zurückzuführen sein dürfte, daß für diese Prüfungen eine besondere Prüfungsgebühr erhoben wurde, andererseits aber natürlich auch darauf, daß der Anreiz des Preises und der gegebenenfalls darauf zu gründenden Geschäftspropaganda fehlte.

Außer Wettbewerb zu prüfen waren nur:

1. von Julius Pintsch — Niederlassung Frankfurt a. M. — drei Durchgangsschalter von 6, 12 bzw. 18 mm, ein Dreiweg- und ein Dreiwegumlauf-Schalter von je 12 mm l. W.; sie unterschieden sich von den im Wettbewerbe geprüften fast nur dadurch, daß ihre Gehäuse aus Duraluminium hergestellt waren;
2. von den Hansa-Metallwerken, Feuerbach bei Stuttgart, ein Durchgangsschalter (Ventil) von 12 mm (in dreifacher Aus-

fertigung). Die Einsendung dieser Modelle war darauf zurückzuführen, daß ein Vertreter der Firma, während die Wettbewerbsprüfungen bereits im Gange waren, dem Verfasser gegenüber die Befürchtung geäußert hatte, die Kugeln der von ihr eingereichten Ventile seien aus Zeitmangel nicht sorgfältig genug hergestellt und deshalb ließe vielleicht die Dichtigkeit zu wünschen übrig. Darauf war ihm geraten worden, doch nachträglich noch einen Schalter einzureichen, dessen Kugeln besonders sorgfältig angefertigt wären, und diesem Rate war die Firma gefolgt, hatte aber im übrigen auch noch andere Verbesserungen angebracht, die insbesondere eine »einfachere und leichtere Bedienungsmöglichkeit« und eine »absolut hemmende und sich nicht selbst lösende Arretierung« anstrebten;

3. von der Firma Gebr. Jacob, Zwickau, ein Durchgangshahn von 12 mm l. W. (in dreifacher Ausfertigung), der sich von den Wettbewerbsmodellen hauptsächlich durch die zwischen Griff und Hahnkügen vorgenommene Teilung und deren Verbindung mittels eines beweglichen Gelenks unterschied — vgl. die Griffausbildung in den Fig. 15 u. 16;

4. von der Automobil-Armaturenfabrik Prerauer & Scholz, Berlin, je ein voller Satz der in den Wettbewerbsbedingungen geforderten Modelle mit »festem Griff« und mit »schwenkbarem Griff«.

Was die Firma mit ihrer Konstruktion beabsichtigte, geht am besten aus ihren eigenen Darlegungen hervor. Danach war als leitender Gesichtspunkt maßgebend, »daß der Kügen in dem Hahnkörper vollkommen eingeschlossen ist, so daß keinerlei Feder und Arretierungen außen angebracht sind. Durch dieses Umschließen seitens des Hahnkörpers um den Kügen ist es vollkommen unmöglich, daß Fremdkörper von außen in den Hahn gelangen und so ein Undichtwerden des Hahnes herbeiführen können. Ferner bringt der schwenkbare Griff den Vorteil, daß der Hahn durch einfaches Anstreifen oder Anstoßen nicht verstellt werden kann, sondern nur durch Drehen und gleichzeitiges Niederdrücken des Griffes«. Fig. 34 u. 35 geben das Wesentliche in den Konstruktionen der Firma wieder, ohne freilich den »schwenkbaren Griff«, dem sie offenbar so große Bedeutung beimaß, zu veranschaulichen.

Nachdem Prüfung und Ergebnisauswertung genau ebenso durchgeführt waren, wie dies in den Abschnitten II und III dargelegt wurde, entstanden analog dem früher eingehend geschilderten Verfahren die Tabellen 6 — entsprechend 2 — und 7 — entsprechend 3 u. 4 —, wobei jedoch insofern eine Änderung eintreten mußte, als die beiden letzten senkrechten Spalten sich nicht auf das Verhältnis der außer Wettbewerb geprüften Rohrschalter unter sich, sondern vielmehr auf das weit größere Interesse bietende Verhältnis zu der Gesamtheit der in und außer Wettbewerb geprüften Schalter beziehen. Der besseren Übersicht wegen ist in Tabelle 8 noch die als Zwischenstufe zu betrachtende Umrechnung auch der mit den Wettbewerbschaltern gewonnenen Ergebnisse wiedergegeben, wobei der Gesichtspunkt zugrundegelegt wurde, daß für alle Rohrschalter — sowohl die im als die außer Wettbewerb geprüften — eine gemeinsame Bewertungsreihenfolge, bezogen auf die verschiedenen Arten und Abmessungen, aufgestellt werden sollte.

Maßgebend für die Beurteilung der Reihenfolge unter der Voraussetzung alleiniger Wertung der zahlenmäßigen Prüfung ist Tabelle 7, da sie die Wertung nach dem zahlenmäßigen Erfolge jeder Konstruktionsart, also jeder an den Prüfungen beteiligten Firma, zum Ausdruck bringt.

Daraus ist folgendes zu ersehen:

1. Hätte die Firma Julius Pintsch ihre Rohrschalter nicht mit Messing-, sondern mit Aluminiumgehäuse zum Wettbewerb eingereicht, so würde ihr unzweifelhaft der II. Preis zugefallen sein, während dann Gebr. Rost auf den III. Platz zurückgedrängt worden wären. Das Gewicht der mit Duraluminiumgehäuse versehenen Rohrschalter ist naturgemäß günstiger, auch die Wertungsziffer für Sparmetallaufwand niedriger. Die Dichtigkeit hat durch den Ersatz des hochwertigen Sparmetalls Messing durch das als Sparmetall weniger wertige Duraluminium nicht gelitten, so daß die außer Wettbewerb geprüften Rohrschalter der Firma zahlenmäßig besser als die im Wettbewerb gewesenen abschnitten.

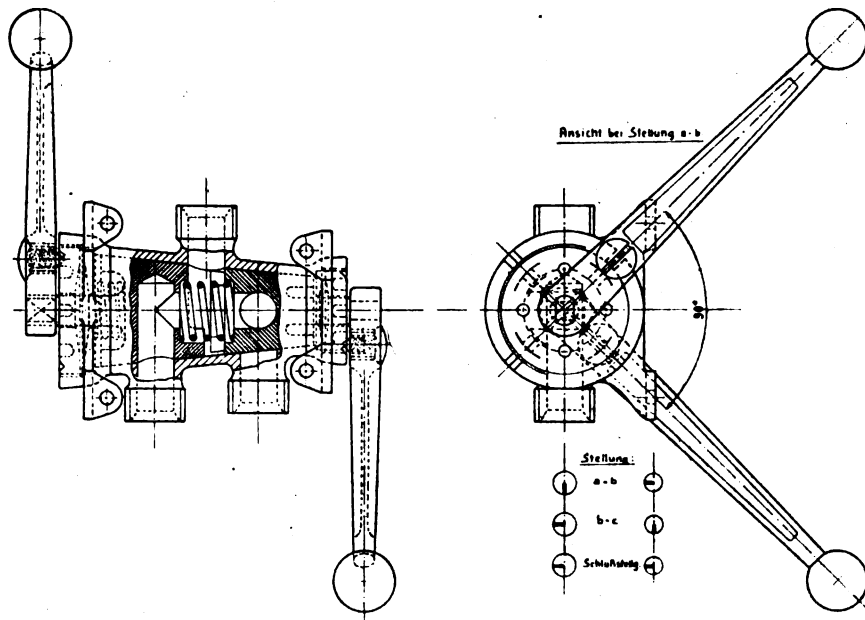


Fig. 29. Doppelschalter, A. E. G.

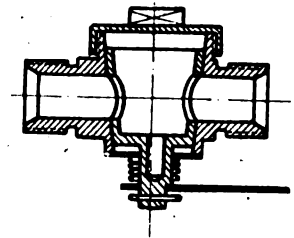


Fig. 31. Durchgangshahn, F. Achilles.

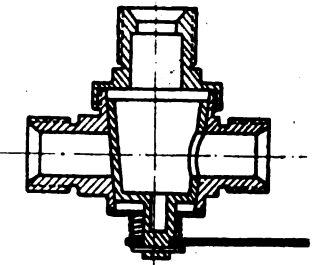


Fig. 32. Dreiweghahn, F. Achilles.

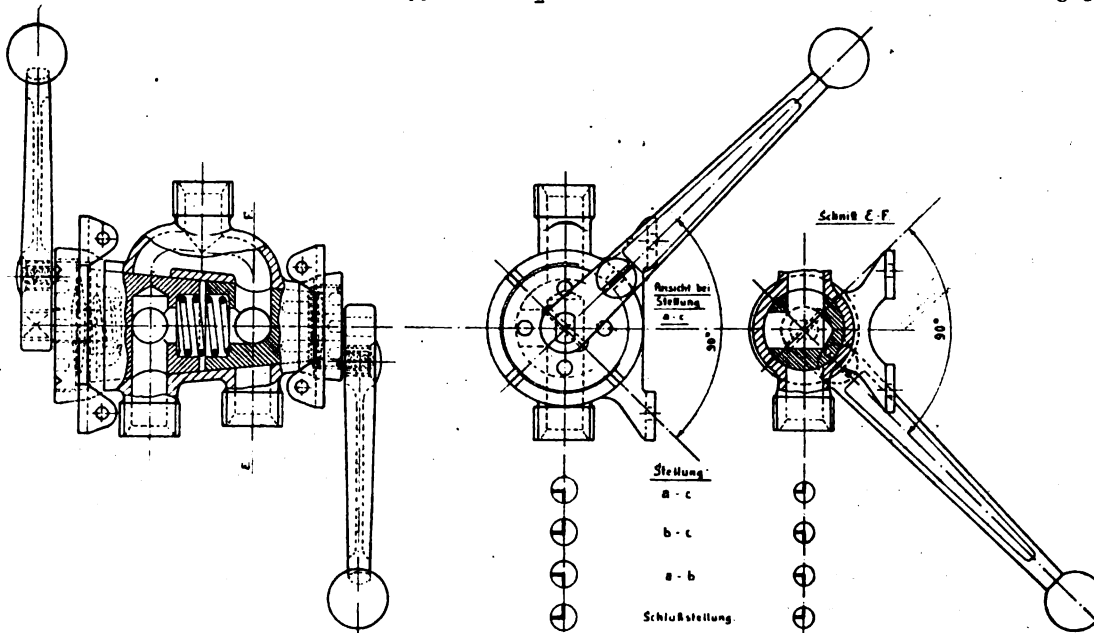


Fig. 30. Doppelschalter, A. E. G.

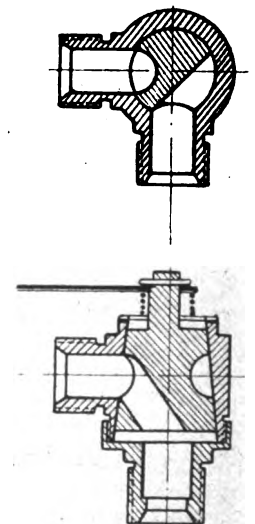


Fig. 33. Dreiwegumlaufhahn, F. Achilles.

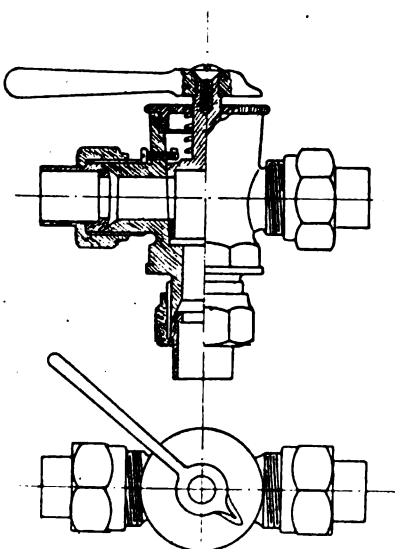


Fig. 34. Dreiweghahn, Prerauer & Scholz.

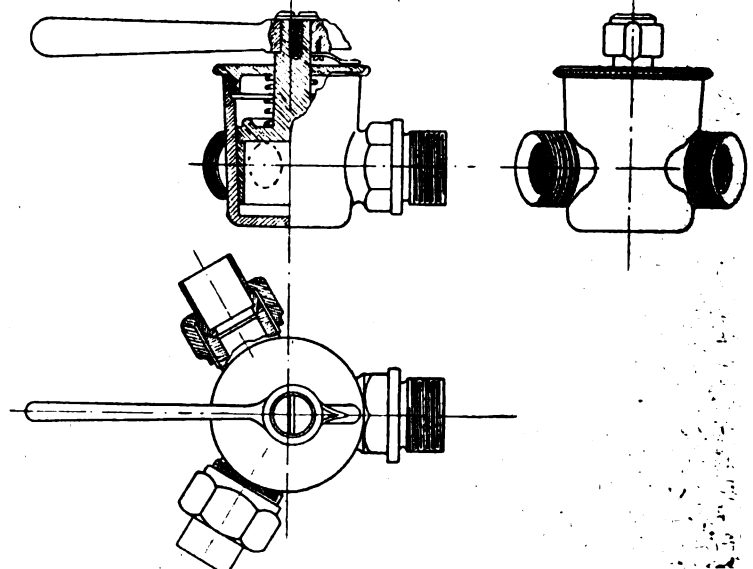


Fig. 35. Dreiwegumlaufhahn, Prerauer & Scholz.

Tabelle 6.

Firma		5. Jul. Pintsch					26. Prerauer & Scholz					1. Gebr. Jacob	13. Hansa
Metall (hauptsächlich)		Aluminium					Messing					Messing	Aluminium
Schalterart		Hahn					Hahn					Hahn	Ventil
Lichte Weite in mm		Durchgang			Dreiweg	Umlauf	Durchgang			Dreiweg	Umlauf	Durchgang	Durchgang
		6	12	18	12	12	6	12	18	12	12	12	12
a	Gesamtgewicht in g	102	257	583	263	233	117	218	378	198	292	419	229
b	Gesamtgewichts-Verhältniszahl z. Durchschnittf. betr. Schalterart u. Abmessung	0,71	0,9	1,28	0,68	0,51	0,81	0,77	0,83	0,52	0,64	1,47	0,80
c	Sparmetall-Wertungszahl	290	580	1250	640	670	1782	3286	5766	2076	4433	6465	1637
d	Sparmetall-Verhältniszahl zum Durchschnittf. betr. Schalterart u. Abmessung	0,15	0,16	0,21	0,11	0,10	0,94	0,88	0,96	0,50	0,66	1,73	0,44
e	Schütteln ohne Überdruck	1,4	1,0	39,5	20,3	12,0	38,5	57,1	5,3	undicht	24,8	34,0	2,4
f	Austrittsmenge	4,95	0,88	15,5	18,0	10,6	136,5	50,5	2,08	undicht	21,9	30,3	2,12
g	Druckprüfung mit 2 Atm. Überdruck	1,0	0,8	0,6	0,6	0	0	5,8	0	undicht	0,5	undicht	0
h		3,54	0,71	0,24	0,53	0	0	5,12	0	undicht	0,44	undicht	0
i		0	0	0	2,0	0	0	4,0	0	0	0	undicht	0
k		0	0	0	1,77	0	0	3,54	0	0	0	undicht	0
l	Gesamt	1,0	0,8	0,6	2,6	0	0	9,8	0	undicht	0,5	undicht	0
m		3,54	0,71	0,24	2,3	0	0	8,66	0	undicht	0,44	undicht	0
n	Verhältniszahl von l zum Durchschnittf. betr. Schalterart u. Abmessung	0,91	1,0	0,41	0,53	0	0	12,25	0	undicht	0,10	undicht	0
o	b + d + 3n	3,59	4,12	2,72	2,38	0,61	1,75	38,40	1,79	undicht	1,60	undicht	1,24
p	Verhältniszahl v. b + d + 3n z. Schalter der niedrigsten Summe b + d + 3n für betr. Schalterart u. Abmessung	2,50	3,74	2,50	2,68	0,7	1,21	34,9	1,64	undicht	1,84	undicht	1,12
q	Zahlenmäßige Reihenfolge für betr. Schalterart u. Abmessung	3a	5a	4a	2a	1a	2a	8a	2a	undicht	1a	undicht	1a

Tabelle 7.

Prüfung von Flugzeug-Rohrschaltern außer Wettbewerb.

Gesamtwertung nach Relativzahlen.

a) Durchgangsschalter von 6, 12 und 18 mm l. W.

Bewerber	Ges.-gew., Wertungszahl	Sparmetall-aufwand, Wert.-zahl	Dichtigkeit, Wertungszahl × 3	Summe von Gesamtgew., Sparmetall-aufwand u. Dichtigkeit	Verhältnis d. Bewerber (zur Prüfung im Wettbewerb)	Zahlenmäßige Reihenfolge im Verhältnis zur Prüfl. i. Wettbewerb
Gebr. Jacob	nur 12 mm Durchgangsschalter					
Pintsch (Alum.)	2,89	0,52	6,96	10,37	1,79	2
Hansa	nur 12 mm Durchgangsschalter					
Prerauer & Scholz	2,41	2,78	36,75 (bzw. 0, aber 1 Ex. undicht)	39,94 (bzw. 5,19, aber 1 Ex. undicht)	6,90 (bzw. 0,9, aber 1 Ex. undicht)	9 (bzw. [1])

b) Dreiweg- und Dreiwegumlaufschalter von 12 mm l. W.

Gebr. Jacob	nur 12 mm Durchgangsschalter					
Pintsch (Alum.)	1,19	0,21	1,59	2,99	1,70	2
Hansa	nur 12 mm Durchgangsschalter					
Prerauer & Scholz	1,16	1,16	0,60 1 Ex. undicht	(2,92)	(1,66)	(3)

2. Von den außer Wettbewerb geprüften Rohrschaltern der Hansa-Metallwerke ließ sich eine Einreihung in die Gesamtwertungsziffern nicht vornehmen, da sie nur drei Ausfertigungen eines einzigen Typs — des 12 mm Durchgangsschalters — vorgelegt hatten. Merkwürdigerweise war trotz der angeblich besonders sorgfältigen Herstellung der Kugeln nur das eine von den beiden der Druckprüfung unterzogenen Ventilen gut dicht, das zweite dagegen stark undicht.

3. Der Durchgangshahn der Firma Gebr. Jacob war sehr undicht; auch diese Bauart konnte also die allgemeine Wertung für die Firma nicht verbessern.

4. Rein zahlenmäßig hat die Firma Prerauer & Scholz nicht schlecht abgeschnitten. Der 12 mm-Durchgangshahn war allerdings ziemlich stark undicht und lag in dieser Beziehung sehr nahe an der im Abschnitt III erläuterten Begriffsbestimmung »vollkommen undicht«. Dieses ungünstige Ergebnis des einen Rohrschalters drückte die Gesamtwertung in der Gruppe der Durchgangsschalter auf die Zahl 9 herauf; wäre dieser Schalter noch etwas stärker undicht gewesen und somit unter den Begriff der »vollkommenen Undichtheit« gefallen, so daß dieser Mangel für die zahlenmäßige Bewertung unberücksichtigt geblieben und die Dichtigkeit aus der Summe derjenigen der beiden anderen Durchgangsschalter — 6 und 18 mm — durch Multiplikation mit $\frac{3}{2}$ ermittelt wäre, so würde die Firma für Durchgangsschalter sogar auf den ersten Platz — soweit die zahlenmäßige Prüfung in Betracht kam — Anspruch gehabt haben, während sie für Dreiweg- und Dreiwegumlaufschalter den dritten Platz eingenommen hätte. Das Zusammenlegen beider Gruppen — sowohl der Durchgangs- als auch der Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter — hätte sie auf den achten bzw. — wenn wieder wie vorher der undichte Durchgangsschalter aus der Bewertung ausgeschieden wäre — auf den zweiten Platz geführt, wenn nicht die Beurteilung nach konstruktiven Gesichtspunkten das Bild verändert haben würde.

Diese Beurteilung nach Konstruktion und Material ergab nun folgendes:

1. Für die Rohrschalter der Firma Julius Pintsch änderte sich das Urteil gegenüber dem im Abschnitt IV erläuterten nicht, da ja keine Konstruktions-, sondern nur eine Materialänderung — und zwar mit gutem Erfolge — vorgenommen worden war.

2. Sorgfältigere Ausführung der Kugeln und Verbesserung der Federung beim Durchgangsschalter vermochten die Bedenken nicht zu beseitigen, die das Preisgericht gegen die derzeitige Konstruktion der Hansa-Metallwerke — vgl. Abschnitt V, lfd. Nr. 2 — erhoben hatte.

3. Der Durchgangsschalter der Gebr. Jacob enthielt als einzige beachtenswerte Verbesserung die Teilung zwischen Griff und Hahnkügen, durch die bei etwaiger Verbiegung des Griffs Klemmungen vermieden werden.

4. Die von der Automobil-Armaturenfabrik Prerauer & Scholz, Berlin, gebrachte Lösung der gestellten Aufgabe vermochte das Preisgericht nicht als sonderlich glücklich anzuerkennen. In dem »schwengbaren Griff« sah es keinen Vorteil, sondern nur eine Komplikation. Die Einkapselung des Hahnkükens sicherte die Dichtheit des Rohrschalters nicht unbedingt, weil das Gewinde der Deckelverschraubung diesen an sich richtigen Grundsatz durchbrach. Die geforderte Arretierung fehlte; der vorgesehene Anschlag ersetzte sie nicht in ihrer Wirkung. Schließlich war als wesentlich zu bemängeln, daß die Festigkeitsabmessungen der eingesandten Modelle größtenteils zu schwach ausgebildet waren.

Tabelle 8.

Prüfung von Flugzeug-Rohrschaltern in und außer Wettbewerb.

Gesamtwertung für alle Schalterarten und Größen.

(Nach den Relativzahlen zum Durchschnitt.)

Bewerber	Gesamt-Wertungsziffer (Gewicht + Sparmetallaufwand + 3 x Dichtigkeit, also Summe $b + d + 3n$)			Relativzahl zum Bewerber mit kleinstem ($b + d + 3n$) für alle Arten und Abmessungen	Reihenfolge bei Bewertung f. alle Arten und Abmessungen
	für alle Durchgangsschalter	für alle Dreiweg- und Umlaufschalter	für alle Arten und Abmessungen		

1. Von den Bewerbern im Wettbewerb:					
Gebr. Jacob . . .	17,24	1 Ex. undicht (20,00)	undicht (37,24)	undicht (8,35)	(7)
Achilles	alles vollkommen undicht				
Pintsch (Messing)	12,24	1 Ex. undicht (3,79)	undicht (16,03)	undicht (3,60)	(2)
Blanke & Rast .	alles vollkommen undicht				
Heyde (Hahn) . .	3/2 x 2 Ex. (14,86) 1 Ex. undicht	1 Ex. undicht (12,76)	undicht (27,62)	undicht (6,19)	(4)
Heyde f. Durchg. (Vent)		1 Ex. undicht	undicht	undicht	
f. Dreiweg. (Hahn)	5,79	(12,76)	(18,55)	(4,15)	(3)
Hansa { Alumin. . .	13,85	1 Ex. undicht (14,59)	undicht (28,44)	undicht (6,37)	(5)
Messing . . .	nur Durchgangsschalter und Umlaufschalter 12 mm l. W.				
Hann. Arm.-Fabr.	außer 18 mm Durchgangsschalter alles vollkommen undicht				
F. W. Heutelbeck	12,45	1 Ex. undicht (17,43)	undicht (29,93)	undicht (6,70)	(6)
L. Z. Staaken . .	14,04	nur Durchgangsschalter			
R. u. M. Rost . .	außer 18 mm Durchgangsschalter alles vollkommen undicht				
A. E. G.	21,50	vollkommen undicht			
Humann	24,40	" "			
Gebr. Rost . . .	(2,70), aber 1 Kük. festgefrissen	1,76	(4,46) 1 Kük. festgefrissen	(1,0) 1 Kük. festgefrissen	(1)

2. Von den Bewerbern außer Wettbewerb:

Gebr. Jacob . . .	nur 12 mm Durchgangsschalter				
Pintsch (Alum.) .	10,37	2,99	13,36	1	1 bzw. 2
Hansa	nur 12 mm Durchgangsschalter				
Prerauer & Scholz	39,94 [bzw. 1 Ex. undicht (5,19)]	1 Ex. undicht (2,92)	(42,86) bzw. [8,11]	(9,59) bzw. [1,82]	8 bzw. [2]

VII. Nachprüfung des Fortschritts der besseren Wettbewerbsschalter gegenüber den bisherigen Konstruktionen.

Bei seinen Beschlüssen hat das Preisgericht besonderen Wert darauf gelegt, daß die Preisträger gegenüber den bisher verwendeten Rohrschaltern auch tatsächlich einen Fortschritt aufwiesen; von der Flugzeugmeisterei in Adlershof wurde deshalb eine Reihe von Hähnen entliehen, wie sie bei Flugzeugen allgemein in Benutzung waren. Diese Hähne wurden ebenfalls der zahlenmäßigen Prüfung unterworfen, um Ver-

gleichwerte zu gewinnen. Die Dichtigkeitsprüfung wurde bei ihnen auch auf eine Schüttelprobe unter 2 kg/cm² Überdruck ausgedehnt, wobei sich zeigte, daß das Ergebnis im wesentlichen das gleiche war, wie es sich bei der »ruhenden Druckprobe« des ohne Überdruck vorgeschüttelten Schalters herausstellte.

Der Vergleich der mit den Hähnen der Flugzeugmeisterei gewonnenen Ergebnisse lieferte, kurz zusammengefaßt, folgendes Bild:

Die besten Hähne der Flugzeugmeisterei waren hinsichtlich des Gewichts bei einfacherer Ausführung etwa ebenso schwer wie der Durchschnitt der Wettbewerbsschalter, jedoch wurden auch wesentlich schwerere Konstruktionen benutzt. Die auf Grund des Wettbewerbsergebnisses durchgeführte Normalisierung ließ also in bezug auf die Gewichtsfrage einen Fortschritt erhoffen.

Die bisher verwendeten Hähne bestanden meist völlig aus Messing oder Bronze, so daß sie im Sparmetallaufwand erheblich ungünstiger als der größte Teil der Wettbewerbsschalter waren. Der durch den Wettbewerb in dieser Beziehung erreichte Fortschritt ist unverkennbar.

In bezug auf die Dichtigkeit waren die Hähne der Flugzeugmeisterei besser als die schlechteren, aber weniger gut als die besten Wettbewerbsschalter.

Die Zweckmäßigkeit für Einbau und Bedienung endlich ist bei den preisgekrönten Konstruktionen mindestens ebenso hoch zu bewerten wie bei den bisher benutzten Hähnen der Flugzeugmeisterei. Immerhin wäre in dieser Hinsicht ein größerer Fortschritt wünschenswert gewesen.

Im ganzen genommen darf trotz der zweifellos vorhandenen gewesenen großen Schwierigkeiten und auch trotz der für die Entwicklung hinderlich gewesenen Kürze der Einlieferungsfrist dem Wettbewerbe ein Erfolg zugesprochen werden, der zwar für den Krieg 1914—1918 nicht mehr von Bedeutung werden konnte, indessen seinen günstigen Einfluß auf die weitere Entwicklung des Flugwesens für Kriegs- und Friedenszwecke ausüben wird.

VIII. Die Vorschläge des Preisgerichts für die Normalisierung.

Für die Verwertung bei der Vereinheitlichung der Rohrschalter-Konstruktionen machte das Preisgericht auf Grund seiner Beschlüsse folgende Vorschläge:

a) Durchgangsschalter. Für die Durchgangsschalter kleinerer Abmessungen wurden ihrer Einfachheit, Billigkeit und leichten Herstellbarkeit wegen wie bisher Hähne empfohlen. Als Vorbild könnten zweckmäßig die Gehäusekonstruktion der Firma Gebr. Rost, Leipzig, und die Kükonkonstruktion der Firma Julius Pintsch, Frankfurt a. M., dienen. Auch die von letzterer angeordnete Arretierung ist vorbildlich, während die Deckelbefestigung durch vier Schraubchen nicht gerade nachahmenswert erscheint. Die Trennung zwischen Griff und Hahnkükens nach Art des Vorschlages von Gebr. Jacob ist vorteilhaft; für die Griffbefestigung empfiehlt es sich, die Konstruktion der Hansa-Metallwerke, Feuerbach bei Stuttgart, anzuwenden. Als Gehäusematerial erscheint nach den Wettbewerbserfahrungen Duraluminium — vgl. die außer Wettbewerb geprüften Pintsch'schen Modelle — besonders zweckentsprechend. Für die Durchgangsschalter größerer Abmessungen empfahl das Preisgericht im Hinblick auf die bekannten, auch im Wettbewerbe deutlich in die Erscheinung getretenen Nachteile großer Hähne die Anwendung einer Ventilkonstruktion nach dem Vorbilde des Heydeschen Modells. Es betonte dabei, daß nach seiner Meinung in absehbarer Zeit wohl auch brauchbare Kugelventil-Konstruktionen entstehen würden, die vor den Plattenventilen dann den Vorzug verdienen, daß aber z. Zt. ein geeignetes Muster dieser Art noch nicht vorhanden sei. Man würde also damit zu rechnen haben, daß die Normalvorschriften späterhin geändert werden müßten. Davor dürfe man indessen nicht zurückschrecken, wenn nicht die Normalisierung zum starren Festhalten am Alten und Veralteten und somit zur Beeinträchtigung technischen Fortschritts führen soll.

b) Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter. Für die Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter hielt das Preisgericht an der Forderung fest, daß der Übergang von einer Schaltstellung in eine andere bzw. in die Ruhestellung stets nur einen einzigen Handgriff nötig machen dürfe und daß zur Aus-

schaltung von Irrtümern die Grifff Drehung bei jeder Einzelbetätigung stets 90° zu betragen hätte (nicht 60° oder 120°). Auch für die Vereinheitlichung dieser Armaturen konnten wieder die Konstruktionen der Firmen Gebr. Rost und Julius Pintsch als vorbildlich bezeichnet werden.

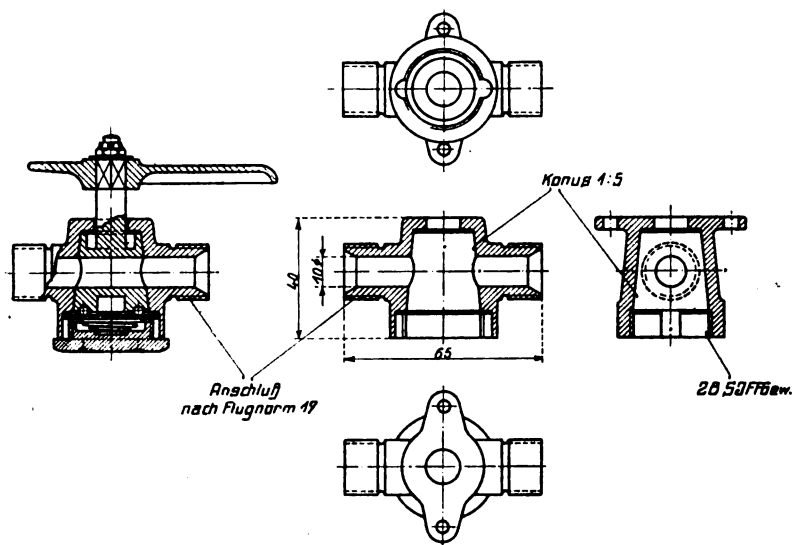


Fig. 36. Normal-Durchgangshahn.

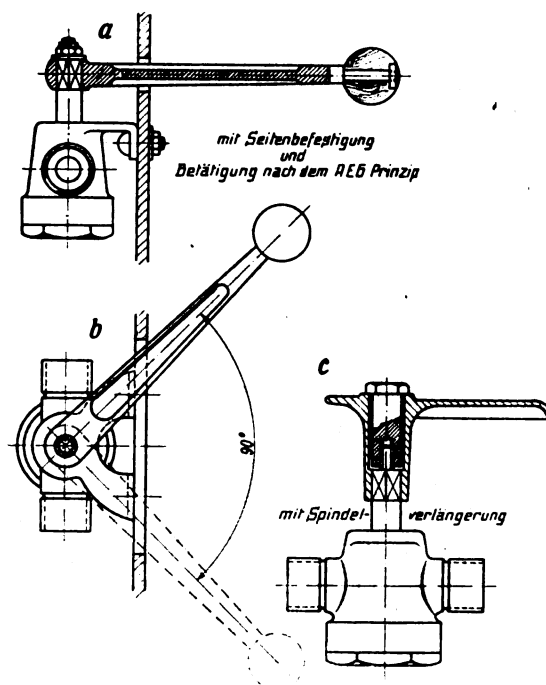


Fig. 37. Anordnungseinzelheiten des Normalhahns.

IX. Die Festsetzung der Rohrhalternormen.

Mit den im vorigen Abschnitte dargelegten Vorschlägen war der Zweck des Wettbewerbs erreicht und die Tätigkeit des Preisgerichts beendet. Es war nun Sache des Normenausschusses, aus den vorgelegten Konstruktionen das ihm am brauchbarsten Scheinende herauszusuchen und zweckentsprechend zu verwerthen, wobei er selbstverständlich freie Wahl hatte, die preisgekrönten oder auch andere Modelle der endgültigen Formgebung zugrunde zu legen. Der Normenausschuß des Kriegsverbandes der deutschen Flugzeugindustrie hat sich jedoch im allgemeinen den Vorschlägen des Preisgerichts angeschlossen.

Für die kleineren Durchgangsschalter sowie für die Dreiweg- und Dreiwegumlauf-Schalter wurden Hahnkonstruktionen genommen, bei deren Durchbildung, wie die Fig. 36 bis 39 beweisen, offensichtlich die preisgekrönten Ausführungen von Gebr. Rost und Julius Pintsch Pate gestanden haben, wenn auch beachtenswerte Änderungen vorgenommen wurden. Fig. 37 stellt dabei für die Durchgangshähne verschiedene Formen dar, die je nach der örtlichen Lage anzuwenden sein werden; Bild *a* und *b* zeigen die Seitenbefestigung, für die eine Grifftätigkeit nach dem Prinzip der AEG. gewählt wurde, Bild *c* eine Spindelverlängerung, die sich vielfach als notwendig erweisen wird.

Für die größeren Durchgangsschalter — voraussichtlich wird die untere Grenze hierfür auf 12 mm l. W. festgelegt werden — wurde die von Gustav Heyde ausgeführte Ventilkonstruktion, das »Landgrebe-Ventil«, ungeändert angenommen, wie es bereits in der Fig. 5 wiedergegeben ist. Ob auch für den Dreiwegschalter die — im Wettbewerbe noch nicht geprüfte — Ventilkonstruktion derselben Firma (vgl. Fig. 6) neben dem Dreiweghahn in die Normen eingereiht werden wird, steht noch dahin. Sie hat naturgemäß den Nachteil, daß sie eine Schlußstellung nicht besitzt.

Einer weiteren Erläuterung bedürfen die Normalkonstruktionen an dieser Stelle nicht mehr. Nur sei noch betont, daß als Material für die Gehäuse sowie für die Deckel der unteren Verschraubung Aluminiumguß, für die Hahnkükten dagegen Messing vorgeschrieben worden ist.

Nach den mit aller Sorgfalt durchgeführten Prüfungen und den auf ihre Ergebnisse gegründeten Normalisierungsarbeiten ist zu hoffen, daß die so entstandenen Rohrhalterkonstruktionen sich als in jeder Beziehung zweckentsprechend erweisen und damit zu immer größerer Vervollkommenung des deutschen Flugzeugwesens beitragen werden.

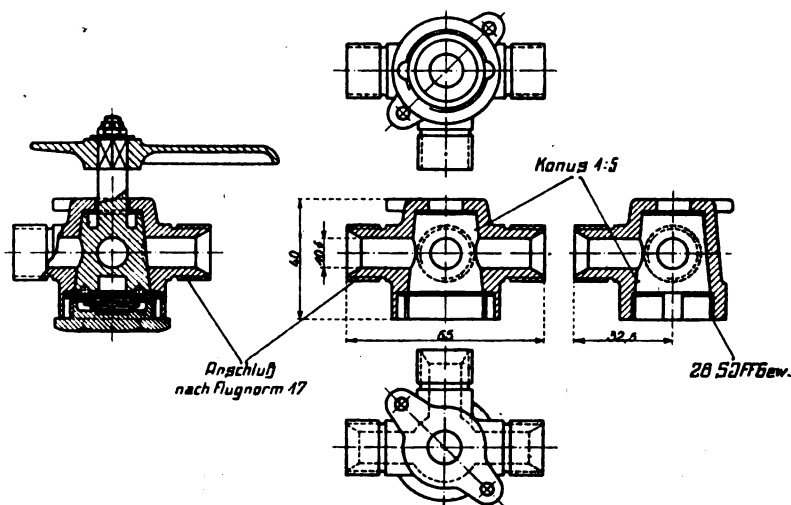


Fig. 38. Normal-Dreiweghahn.

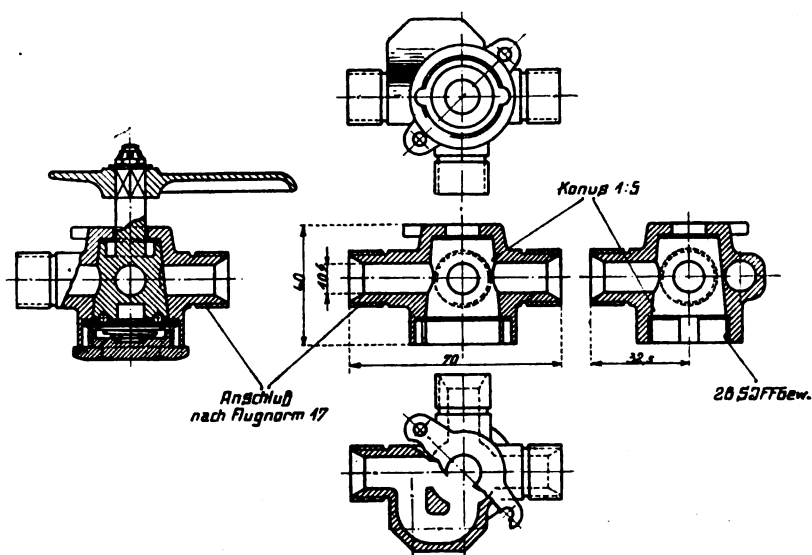


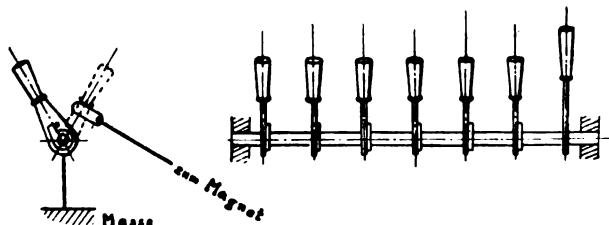
Fig. 39. Normal-Dreiwegumlaufhahn.

Zusammenfassung. Nach kurzer Schilderung der Entstehungsgeschichte des Wettbewerbes und Angabe der Zusammensetzung des Preisgerichts werden die wichtigsten Bestimmungen, die Prüfungseinrichtungen und die Auswertung der Prüfungsergebnisse geschildert. Daran schließen sich Erörterungen über die Konstruktionen einer Anzahl der im und außer Wettbewerb geprüften Rohrschalter und Vergleiche mit den bisher verwendeten Modellen, wobei festgestellt wird, daß der Wettbewerb zweifellos Fortschritte gebracht, also seinen Zweck erfüllt hat. Die Wiedergabe der endgültig gewählten Rohrschalternormen zeigt denn auch, daß die Vorschläge des Preisgerichts weitgehende Berücksichtigung gefunden haben.

Bemerkung zum Aufsatz: „Der italienische Caproni-Doppeldecker“.

Von Dipl.-Ing. Leo Kirste, Wien.

Herr Dipl.-Ing. Dr. von Quittner hat in Heft 21/22 dieser Zeitschrift eine sehr ausführliche Beschreibung des Caproni-Großflugzeuges veröffentlicht, die sich, wie der Verfasser selbst angibt, zum größten Teil auf die Aufnahme eines Flugzeuges dieses Typs stützt, das die österreichischen Luftstreitkräfte in fast unbeschädigtem Zustande erbeutet hatten. Dieses Flugzeug wurde kurz nach dem Abschuß den Phönix-Flugzeugwerken in Wien-Stadlau zur Instandsetzung überwiesen.



Es ist mir daher möglich, darauf hinzuweisen, daß die auf Tafel XVI (Schaltschema usw.) angeführte Anordnung der Drehzähler und der elektrischen Schaltanlage nicht italienischer Konstruktion ist, sondern erst von der Firma Phönix an Stelle der Originalanordnung, die beschädigt war, eingebaut wurde. So dürfte es dem Leser doch wohl aufgefallen sein, daß das Caproni-Flugzeug mit Morell-Tachometern, Bosch-Umschaltern und Bosch-Anlasser ausgerüstet ist. Tatsächlich hatte das Flugzeug drei Tel-Tachometer französischer Konstruktion, Magnetapparate englischer Konstruktion, System Simms, und keinen Anlasser, während die Zündschaltung durch eine besondere Hebelanordnung ermöglicht wurde, für die ich in Ermangelung genauerer Angaben eine schematische Skizze beischleibe.

Auf dem Schaltbrett, hinter den Gas- und Zündhebeln, also an Stelle der Bosch-Umschalter, befand sich eine quer zur Flugrichtung liegende, horizontale Welle, auf der sechs kleine Hebel lose und ein großer Hebel fest saßen. Jeder der kleinen Hebel lag im Primär-Stromkreise eines der sechs Magnetapparate. Beim Zurückdrücken wurde der untere Teil des Hebels in eine Klemme gepreßt und schloß den Stromkreis dadurch kurz. Zum Einschalten der Magnetapparate mußte jeder der kleinen Hebel einzeln mit der Hand vorgedrückt werden. Zum Ausschalten konnte man ebenfalls jeden der Hebel allein betätigen, es war aber auch möglich, alle sechs mit einem Griff zurückzuziehen, indem man den großen Hebel betätigte, der mit Hilfe von Mitnehmern, die auf der Welle saßen, die kleinen Hebel in die Ausschaltstellung brachte.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Patent-Anmeldungen.

420, 4. S. 18235. Edmond Jaeger, Paris, Frankreich; Vertr.: Dr. jur. C. Schmidlein, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Rückstellvorrichtung für den Minuten- und Stundenzeiger eines mit einem

Geschwindigkeitsmesser kombinierten Zeitanzeigers. A. 23. 8. 16. E. 2. 3. 19.

420, 13. H. 74969. Dr. Karl Frese, Berlin, Philippstr. 13. und Karl Herrmann, Frankfurt a. M., Eschersheimerlandstr. 38. Geschwindigkeitsmesser; Zus. z. Pat. 308817. A. 12. 8. 18. E. 2. 3. 19.

42k, 1. F. 41745. Dipl.-Ing. David Fischmann, Charlottenburg, Sybelstr. 42. Verfahren und Vorrichtung zur Tangentialdruck- und Leistungsmessung an Kolbenmaschinen. A. 22. 3. 17. E. 2. 3. 19.

42k, 7. F. 4218. Dr.-Ing. Michael Früh, Stettin, Arndtstr. 34. Vorrichtung zum selbsttätigen Bestimmen und Anzeigen von Axialschubkräften in rotierenden Wellen. A. 18. 6. 17. E. 2. 3. 19.

46c, 13. R. 43830. Max Buchers, Berlin-Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 108, Brennstoffförderung für Verbrennungskraftmaschinen. A. 20. 10. 16. E. 13. 4. 19.

46b, 16. G. 75355. Ganderbergsche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt. Verfahren und Einrichtung zum Regeln des Kompressionsdruckes von Verbrennungsmotoren, insbesondere von Umlauf-Flugmotoren. A. 29. 6. 17. E. 6. 3. 19.

46c, 29. A. 29743. Hermann Angerstein, Magdeburg, Königstr. 32. Schalldämpfer. A. 1. 10. 17. E. 6. 3. 19.

46a, 2. M. 61411. Johan Karlsen Møystad, Kristiania, Norwegen; Vertr.: Paul Brögelmann, Pat.-Anw., Berlin W. 66. Brennstoffeinspritzvorrichtung. 8. 6. 17. Norwegen. A. 16. 6. 16. E. 6. 3. 19.

46a, 3. W. 49196. Hans Worgitzky, Nürnberg, Baaderstr. 22. Zweitaktverbrennungskraftmaschine. A. 17. 4. 17. E. 10. 4. 19.

46a, 22. C. 26260. The Centrum Syndicate, Limited, London; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit sich drehenden Zylindern. A. 2. 8. 16. England 14. 7. u. 24. 11. 15. E. 10. 4. 19.

46c, 2. V. 14102. Vogtländische Maschinenfabrik (vorm. J. C. & H. Dietrich) Akt.-Ges., Plauen i. V. Das Innere des Kurbelgehäuses einer Verbrennungskraftmaschine durchschneidendes Heizleitungssystem zum Auftauen des erstarrten Schmiermittels. A. 18. 2. 18. E. 10. 4. 19.

46c, 13. W. 51592. Reinhard Wussow, Charlottenburg, Pestalozzistr. 25. Brennstoffördervorrichtung. A. 20. 8. 18. E. 10. 9. 19.

77h, 9. D. 33883. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig. Holzsporn für Flugzeuge mit auf der Unterseite angeordneten Stahlband. A. 5. 11. 17. E. 30. 3. 19.

77h, 7. L. 45054. Johann Schütte, Danzig. Flugzeugtragfläche. A. 2. 3. 17. E. 27. 3. 19.

77h, 15. M. 59452. Heinrich Middeldorf, Düsseldorf-Grafenberg, Böcklinstr. 21. Vorrichtung zum Halten und Bergen von Luftschiffen. A. 14. 4. 16. E. 27. 3. 19.

77h, 9. O. 10607. Otwi-Werke m. b. H., Bremen. Flugzeug-Fahrgestell mit hydraulischer Abfederung; Zus. z. Anm. O. 10495. A. 29. 6. 18. E. 6. 4. 19.

77h, 15. B. 82363. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Cl. Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55. Baustoff für Luftabführungsbleche an Bauteilen für Luftfahrzeuge. A. 31. 8. 16. E. 6. 4. 19.

Patent-Ertellungen.

42c, 16. 311377. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dipl.-Ing. Wilhelm Stieber, Adlershof. Flüssigkeitsmesser zur stichprobenweise erfolgenden Bestimmung der mittleren Durchflußmenge in einem Leitungssystem. 20. 3. 17. D. 33323.

42c, 23. 311378. Siemens & Halske Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Leistungsanzeiger für Venturirohre mit elektrischer Summierung der das Venturirohr durchfließenden Flüssigkeits- oder Gasmengen. 17. 3. 18. S. 48014.

77h, 5. 311809. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln; Zus. z. Pat. 310292. 1. 8. 15. R. 42758.

77h, 695732. Berliner Metall-Industrie G. m. b. H., Berlin. Flugzeugsteuerung. 22. 11. 18. B. 80865.

Gebrauchsmuster.

77h, 695835. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Befestigungsvorrichtung für die Dämpfungsflächen von Flugzeugen. 26. 10. 16. R. 43244.

77h, 695845. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Cl. Dornier, Lindau-Reutin a. B. Wasserflugzeug mit verstellbaren Stufen. 22. 4. 18. Z. 11655.

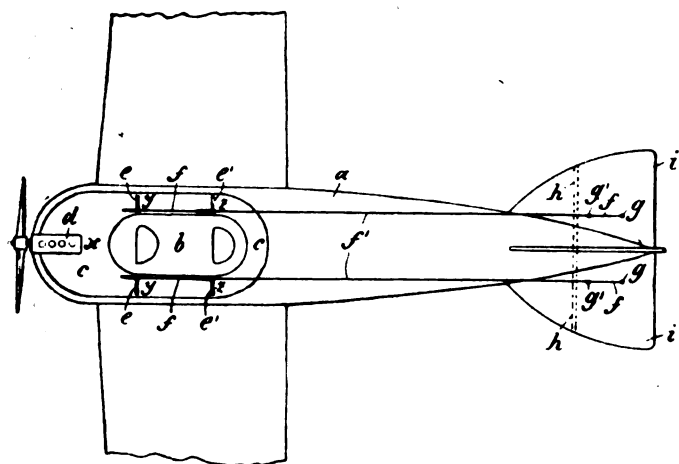
77h, 695848. Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H., Berlin. Flugzeuge mit radiotelegraphischer Einrichtung. 17. 5. 18. G. 41780.

Auszüge aus den Patentschriften.

310397. Flugzeug. Luftverkehrsgesellschaft m. b. H. in Berlin-Johannisthal. — Bei den Flugzeugen der gewöhnlichen Bauart treten, sobald auf ihnen Personen hin und her laufen, inso-

fern Störungen auf, als der Schwerpunkt des Flugzeugs verschoben und infolgedessen die Längsstabilisierung desselben beeinträchtigt wurde. Der Führer des Flugzeugs muß daher sein Augenmerk nicht nur auf die sorgfältige Bedienung der den Flug sichernden Hilfsmittel richten, sondern hat außerdem die auf dem Flugzeug je nach Erfordernis von dem einen zum anderen Ende gehende Person bzw. Personen zu beobachten, um durch Einrückung geeigneter Vorrichtungen die Längsstabilität des Flugzeugs zu erhalten.

Gemäß vorliegender Erfindung werden Vorrichtungen angebracht, die, ohne daß hierzu eine besondere Aufmerksamkeit erforderlich wäre, von den hin und her gehenden Personen selbst eingerückt werden, und, je nachdem deren Aufenthaltsort mehr hinten oder vorn auf dem Flugzeug ist, mehr oder weniger eine Schwingung der am Schwanzende des Flugzeugs befindlichen Stabilisierungsflächen gelagerte Klappen schwingen.



Zu Nr. 310397.

Das Flugzeug *a* ist in üblicher Weise mit dem Chassis *b* versehen. Um das Chassis *b* herum erstreckt sich ein galerieartiger Raum *c*, welcher einer oder mehreren Personen als Aufenthalt dienen kann, und in welchem vorn der Motor *d* untergebracht ist. Wenn sich nun eine Person von der mit *x* bezeichneten Stelle nach Stelle *y* und weiter nach Stelle *z* der Galerie begibt, so wird naturgemäß eine Verlegung des Schwerpunktes des Flugzeugs stattfinden, wodurch eine Störung der Längsstabilität erfolgt. Um diesen Nachteilen zu begegnen, sind an den Stellen *y* und *z* Drehsperren *e*, *e'* angebracht. Diese Drehsperren sind mit nicht besonders dargestellten Trommeln versehen, an denen die Enden von Kabeln *f*, *f'* angreifen, die mit ihren anderen Enden an den auf der bei *h* schwingbar gelagerten Stabilisierungsfläche *i* angebrachten Punkten *g*, *g'* befestigt sind. Der Einfachheit halber ist das Kabel *f'* nicht besonders herausgezeichnet, sondern deckt sich in der Fig. 1 der Zeichnung mit dem längeren Kabel *f*.

Die Wirkungsweise der Vorrichtung ist folgende:

Wenn eine Person sich von *x* nach *y* begibt, so muß sie die Drehsperre *e* passieren. Diese dreht sich um 90° , wickelt das Kabel *f* um ein entsprechendes Stück auf seine Trommel auf und schwingt die Stabilisierungsfläche *i* eine entsprechende Strecke nach oben. Passiert die Person weiterhin die Sperre *e'*, so wird das an den Punkt *g'* angreifende Kabel *f'* ein Stück aufgewunden und die Stabilisierungsfläche *i* eine weitere Strecke aufwärts geschwungen.

Es ist selbstverständlich, daß an Stelle der zwei Drehsperren deren mehrere und demgemäß eine entsprechende Mehrzahl von Kabeln und Angriffspunkten auf der Stabilisierungsfläche angebracht sein können. Der Umfang der an den Sperren vorgesehenen und mit ihnen drehbaren Trommeln wird derart bemessen, daß ein der erforderlichen Schwingung der Stabilisierungsfläche entsprechendes Aufwinden der Kabel stattfindet.

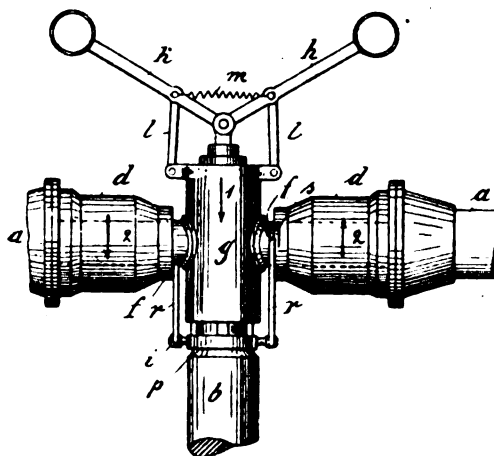
Die Sperren *e* und *e'* können mit den ihnen gegenüberliegenden Sperren gekuppelt sein, derart, daß bei Bewegung der Sperren der einen Seite eine zwangsläufige Mitnahme der Sperren der anderen Seite stattfindet, damit eine gleichzeitige Schwingung der Stabilisierungsfläche erfolgt. Wenn die Person sich von *x* bzw. *y* wieder nach *x* zurückbegibt, so werden die Sperren zurückgedreht, es findet ein Wiederabwinden der Kabel und dementsprechend ein Zurückschwingen der Stabilisierungsfläche statt.

Sperremechanismen bekannter Art, wie z. B. Sperrad und Sperrklinke, sind vorgesehen, um die Drehsperren in der durch den Hinweg der Person gebrachten Lage zu halten, während Auslösevorrichtungen bekannter Art angebracht sein können, um beim Rückweg diese Sperremechanismen auszulösen und eine Rückbewegung der Sperren zu bewirken.

Anstatt der Drehsperren können stumpfwinklig gebogene Sperrbretter *k*, *k'* am Boden drehbar gelagert sein, wie in Fig. 2

gezeigt. Die Wirkungsweise dieser Sperrbretter, ebenso die Anordnung der Kabel an denselben ist dieselbe wie bei den in Fig. 1 gezeigten Drehsperren.

310407. Luftschaube mit sich selbsttätigändernder Steigung. Garuda Flugzeug- und Propellerbau, G. m. b. H. in Neukölln. — Die bisher bekannten Versuche, den Anstellwinkel von um ihre Längsachse drehbaren Luftschaubenflügeln während der Fahrt selbsttätig zu verändern, haben aus zwei Gründen zu keinem greifbaren Ergebnis geführt; erstens war der notwendigen Genauigkeit der Einstellung und zweitens den auftretenden sehr großen Fliehkräften keine genügende Rechnung getragen. Die Forderung zur Genauigkeit erhellt daraus, daß bei Luftfahrzeugen



Zu Nr. 310407.

ein Unterschied von $0,1^\circ$ im Anstellwinkel der Schraubenflügel bereits eine sehr merkbare Änderung darstellt, die sich, da von dem Anstellwinkel (Steigung) der Flügel die Drehzahl des Motors abhängt, in einer erheblichen Änderung der Drehzahl ausdrückt. Soll also die Drehzahl gleich erhalten werden, so muß eine Regelung um Bruchteile von Winkelgraden möglich sein. Außerdem müssen sämtliche Flügel in gleichen Fehlergrenzen übereinstimmende Steigung behalten, da sonst schwere Erschütterungen die Folgen sind.

Die Fliehkraft erreicht selbst bei kleinen hölzernen Luftschauben viele tausend Kilogramm und der Schub mehrere hundert. Die Flügel bedürfen daher einer durchaus starren zuverlässigen Befestigung und müssen doch leicht um ihre Längsachse drehbar sein; dabei ist eine leichte und gedrungene Ausführung für Luftfahrzeuge Bedingung.

Die vorliegende Anordnung beruht auf der Beobachtung, daß der Schraubenflügel Schub bei stillstehendem Fahrzeug am größten ist und bei zunehmender Geschwindigkeit stark abnimmt. Infolgedessen wird der Reaktionsdruck auf die Flügel ebenfalls von Stand zu Fahrt umgekehrt proportional zur Fahrgeschwindigkeit abnehmen. Ordnet man nun die Flügel auf der Nabe der Welle axial verschiebbar an und läßt ihren nach einer Richtung bei stehendem Fahrzeug ausgeübten Druck durch einen konstanten Gegendruck von gleicher Stärke aufnehmen, so wird letzterer bei zunehmender Fahrgeschwindigkeit in wachsendem Maße das Übergewicht erhalten und die Flügel auf der Nabe zurückschieben.

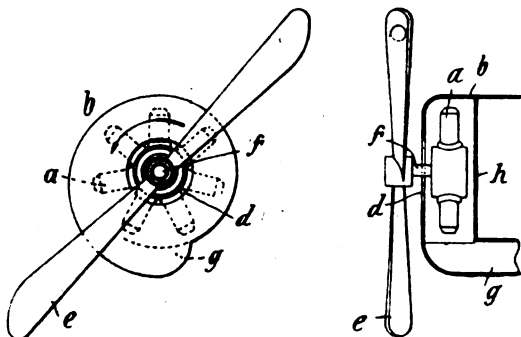
Diesen Gegendruck kann man z. B. durch einen elastischen Körper (Feder) bewirken, doch läßt sich auf diese Weise die erforderliche sehr genaue Regelung schwerer erzielen als durch ein Fliehkraftpendel, das den Vorteil besitzt, in seiner Schubkraft durch geeignete Wahl der Hebelarme, Gewichte und Winkelstellungen sehr genau einstellbar zu sein. Man kann mittels des Fliehkraftpendels einen Gegendruck ausüben, der bei jeder Fahrgeschwindigkeit dem Schraubenflügel Schub die Wage hält, bei steigender Drehzahl der Schraubenwelle aber sofort zunimmt und die Flügel

etwas rückwärts schiebt. Sorgt man nun dafür, daß die Vorwärtsverschiebung (in Richtung des Schraubenflügelgedrucks) eine Verringerung, die Rückwärtsverschiebung dagegen eine Erhöhung der Flügelsteigung zur Folge hat, so wird das beschriebene Kräftespiel bei jeder beliebigen Fahrgeschwindigkeit zu einer genauen Regelung der Motordrehzahl durch Änderung der Flügelsteigung führen, da die Erhöhung der Steigung eine Herabsetzung der Drehzahl zur Folge hat, und umgekehrt.

Die Flügel *a* der Schraube sind nicht fest mit der Welle *b* verbunden, vielmehr können sie sich mittels ihrer Schuhe *d* behufs Änderung des Anstellwinkels um Zapfen *f* einer Hülse *g*, zweckmäßig unter Benutzung von Kugellagern drehen. Diese Drehung erfolgt in Verbindung mit einer axialen Verschiebung der Hülse *g* auf der Motorwelle *b*. Die Verschiebung der Hülse *g* wiederum geschieht unter dem Einfluß des auf die Flügelflächen wirkenden Luftwiderstandes entgegen der Kraft eines mit der Schraubenwelle *b* verbundenen Fliehkraftreglers, dessen beide Arme *h* durch Stangen *l* mit der Hülse *g* zusammenhängen. In der Ruhe werden die Arme *h* durch eine Feder *m* zusammengezogen, sie spreizen bei Drehung der Welle *b* auseinander und bewirken dadurch eine Verschiebung der auf dem Ende der Welle *b* zweckmäßig mittels des Futter *p* prismatisch, beispielsweise durch Nut und Feder geführten Hülse *g*. Die bei *i* am Futter *p* drehbar gelagerten Lenker *r* sind mit den Armen *s* der Fliehkraftschuhe *d* derart verbunden, daß die Flügel *a* bei Verschiebung der Hülse *g* im Sinne des Pfeils *1* gezwungen werden, sich im Sinne der Pfeile *2* zu drehen. Je größer die Drehzahl der Welle *b* wird, um so größer wird der Winkel, den die beiden Arme *h* miteinander bilden, und um so größer wird die Verschiebung der Hülse *g* und die Verdrehung der Schraubenflügel *a*. Dieser Verschiebung entgegen wirkt aber der auf die Flügel von der Luft ausgeübte Druck, und die Folge dieses Kräftespiels ist die vorhin erörterte Regelung des Anstellwinkels der Flügel und damit der Drehzahl des Motors.

Statt, wie dargestellt, die Schraube mit zwei Flügeln auszustatten, können auch drei oder vier Flügel vorgesehen sein.

310248. Gehäuse für Flugzeug-Umlaufmotoren. Karl Wiegand in Frankfurt a. M. — Dadurch, daß die sternförmig angeordneten Zylinder des Umlaufmotors *a* in dem Gehäuse *b* wie die Schaufeln eines Exhaustors wirken, entsteht ein umlaufender Luftstrom, durch den eine vorzügliche Kühlung erreicht wird, welche die bisherige Luftkühlung bei offen liegendem Motor und bei Motoren mit den bisher bekannten Einkapselungen übersteigt. Trotz dieser erhöhten Luftkühlung wird eine Verringerung des Luftwiderstandes erreicht. Weiterhin gestattet die Einkapselung die Rückgewinnung des sich in dem Gehäuse ansammelnden unver-



Zu Nr. 310248.

brauchten Öles. Schließlich bildet der Mantel gleichzeitig in gewissem Grade einen Schutzpanzer gegen Geschößverletzungen des Motors.

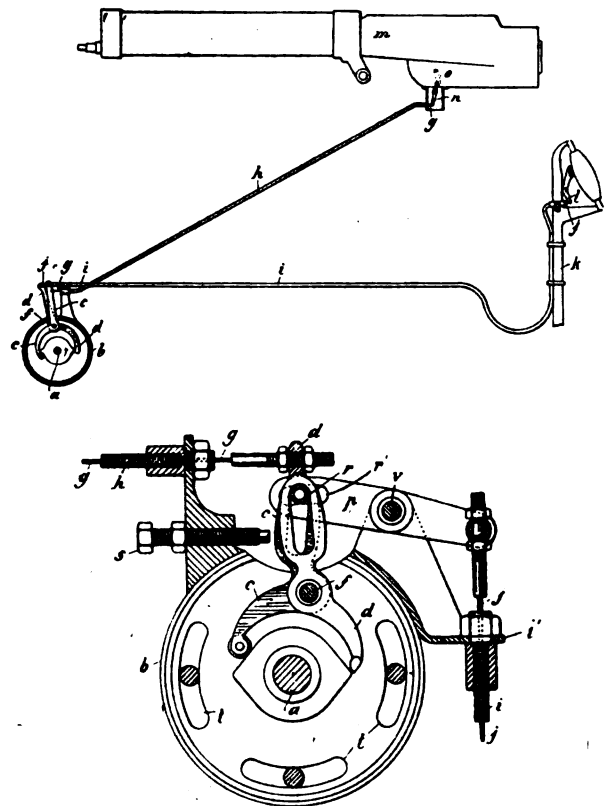
An der Vorderseite des Gehäuses *b* liegt eine zentrale Öffnung *d*, durch welche die Welle *f* des Propellers *e* hindurchragt, und die gleichzeitig die Zuführung von Frischluft ermöglicht.

Es können 1 oder 2 Austrittsöffnungen *c* vorgesehen sein. Diese sind tangential angeordnet.

Beim gezeichneten Ausführungsbeispiel ist das Gehäuse *b* schneckenartig ausgebildet. Der Eintritt der Luft erfolgt durch die zentrale Öffnung *d* der vorderen Stirnwand, während die Abführung der Luft durch einen unterhalb des Führersitzes verlaufenden Kanal *d* bewirkt wird.

310396. Vorrichtung zum Abziehen von auf Flugzeugen angeordneten Maschinengewehren. Luftverkehrsgesellschaft m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Die vom Motor angetriebene Nockenwelle *a* ist von einem Gehäuse *b* umgeben und hat eine Nockenscheibe mit zwei sich gegenüberstehenden Nocken. Um die Nockenscheibe herum greifen die beiden zangenartig geformten Hebel *c* und *d*, die den gemeinsamen Drehpunkt *f* haben. Etwas unterhalb des oberen Endes des Hebels *c* greift ein Bowden-draht *g* an, dessen Hülle *h* einerseits an einem Stutzen des Gehäuses

b und andererseits an einem Teil des Maschinengewehres *m* befestigt ist. Am äußersten Ende des Hebels *c* ist die Hülle *i* eines zweiten Bowden-drahtes *j* befestigt, der mit seinem einen Ende am oberen Teil des anderen Hebels *d* angreift. Das andere Ende der Hülle *i* ist an dem Steuerknüppel *k* des Flugzeuges befestigt, woselbst das andere Ende des in der Hülle befindlichen Drahtes *j* an einem kleinen von Hand zu bewegenden Hebel *l* angeschlossen ist, während der durch die Hülle *h* gehende Draht *g* an dem kleinen Hebel *n* befestigt ist, dessen anderes Hebelende sich gegen den Abzugshebel *o* des Maschinengewehres *m* legt.



Zu Nr. 310396.

Es werden so lange Schüsse des Maschinengewehres ausgelöst, als der Handdruck auf den Hebel *l* anhält. Der ausgeübte Druck muß ausreichend sein, um alle Widerstände der Zangenhebelbewegung und der Abzugsvorrichtung zu überwinden, was auf die Dauer ermüdend wirken kann. Dieser Nachteil ist durch die in Fig. 2 dargestellte Ausführungsform beseitigt, dadurch, daß hier die Hebelenden nicht mehr unmittelbar durch einen Bowden-draht zusammengezogen werden, vielmehr ist hier ein Zwischenglied in Form des Hebels *p* eingeschaltet, durch dessen Bewegung ein runder Bolzen *r* auf und ab bewegt wird. Die Hebel *c* und *d* haben längliche Schlitze, durch die der Bolzen hindurchgesteckt ist. Da die Hebel so zueinander stehen, daß die Schlitze sich nur immer in einem Punkt vollständig decken, nämlich in dem Punkt, wo sich der Bolzen *r* befindet, so wird durch ein Bewegen des Hebels *p* bzw. des Bolzens *r* bewirkt, daß die Hebel *c* und *d* ihre gegenseitige Lage zueinander verändern, und zwar in der Weise, daß die Zangenhebel sich in der geschlossenen Stellung befinden, wenn der Bolzen *r* seine obere Stellung einnimmt und in offener Stellung (Fig. 1), wenn der Bolzen in seiner tiefsten Stellung gehalten wird. Im ersteren Falle ist die Abzugsvorrichtung des Maschinengewehres in Tätigkeit, im letzteren ist sie ausgeschaltet. Eine Rückwirkung der Hebelwiderstände auf den Bowden-draht *j* bzw. auf den Handhebel *l* findet hierbei nicht statt.

Wenn zwei sich gegenüberstehende Nocken auf der Nockenwelle vorhanden sind, so hat das den Vorteil, daß zwei Schüsse des Maschinengewehres bei jeder Nockenwellenumdrehung erfolgen, was häufig erwünscht ist, und daß außerdem das sofortige Zurückbringen der Abzugsvorrichtung in die Anfangsstellung zwangsläufig erfolgt. Die Vorrichtung arbeitet aber auch mit einem einfachen Nocken, der dann durch Gegenstoßen gegen den Hebel *c* den Abzug des Maschinengewehres bewirkt und bei seiner Weiterbewegung den nun nach innen stehenden anderen Hebel *d* wieder herausdrückt und damit die Anfangsstellung der Hebel herstellt.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Die Schule des Flugtechnikers. Heft 5. Herausgegeben unter Mitwirkung bedeutender Fachleute von Oberleutnant Mayer. Verlag Karl Wagner & Co., Berlin-Steglitz. Preis für das Heft M. 1,50.

Lehrhefte für Berechnung, Konstruktion und Bau von Flugzeugen und Motoren und für die nötigen Hilfswissenschaften zum Selbststudium für Flugzeug- und Motorenmonteure, Flugtechniker, Werkmeister und Flieger.

„Der Betrieb“. Verlag: Verein Deutscher Ingenieure, Geschäftsstelle der Zeitschrift „Der Betrieb“.

Die drei Veröffentlichungen: 1. »Mitteilungen des Normenausschusses der deutschen Industrie«, 2. »Mitteilungen des Ausschusses für wirtschaftliche Fertigung«, 3. »Erfahrungsaustausch über Ausbildung von Arbeitskräften und zeitgemäße Betriebsführung«, werden dem »Betrieb« als Anhang regelmäßig beigegeben.

„Kapok und seine Bedeutung“. Von Cantzler. Mit zahlreichen Abbildungen. Verlag: Fr. W. Thaden, Hamburg. Preis brosch. M. 1, geb. M. 2.

„Was ist Stepp-Kapok für Militär, Zivil und Sport?“ Von Cantzler. Verlag: Otto Thiele, Halle-Saale. Mit zahlreichen Abbildungen. Preis brosch. M. 0,90.

„Jerusalem“. Von Sven Hedin. Große Ausgabe. 400 Seiten mit 222 Abbildungen und 2 Karten. (Leipzig, F. A. Brockhaus.) Gebunden M. 20.

Das künftige Schicksal Jerusalems beschäftigt, wie einst zur Zeit der Kreuzfahrer, ganz Mitteleuropa. Palästina ist der Westpfeiler der Brücke, die der englische Militarismus von Ägypten über Land nach Indien schlagen will. Hedin bereiste Palästina, nicht lange bevor die Engländer gegen die heilige Stadt vorrückten. Dann Syrien bis zur türkischen Westfront in der Nähe des Suezkanals. Ebenso reich an fruchtbaren Gesichtspunkten wie in seinem vorigen Werk »Bagdad, Babylon, Ninive«, läßt Hedin auch hier als Hintergrund der lebendigen Gegenwart die Jahrtausende alte Vergangenheit des gelobten Landes in gigantischen Baudenkmalern und Ruinen, in epochemachenden Ereignissen und Persönlichkeiten der Weltgeschichte wiedererstehen. Ganz naturgemäß gipfelt daher dieses Werk in einem Hymnus auf Jesus Christus, der von Golgatha aus die Lehre seiner göttlichen Liebe predigte.

Jerusalem ist der Höhepunkt dieser Reiseschilderung. Eigentümlich »aktuell« mutet uns die Geschichte der Zerstörung Jerusalems an — jedem drängen sich da Vergleiche mit gegenwärtigen Zuständen auf!

Das uralte Damaskus mit seiner Omaiadenmoschee, Baalbek mit seinen herrlichen Ruinen aus griechisch-römischer Zeit, der See Genezareth mit Tiberias, Kapernaum und all die Orte, deren Namen jedem Christen und Juden geläufig sind, Nazareth und Bethlehem, Jericho und das Tote Meer schildert Sven Hedin. Zum Schluß führte ein Ausflug an die türkisch-deutsche Front in Ägypten.

Aus Natur und Geisteswelt: **Die Dampfmaschine.** I. Wirkungsweise des Dampfes im Kessel und in der Maschine. Von R. Vater. Okt. 4. Auflage. 106 Seiten, 37 Abbildungen. Verlag von B. G. Teubner, Leipzig u. Berlin. Preis M. 1,20 geheftet, M. 1,50 gebunden.

Aus Natur und Geisteswelt: **Die Dampfmaschine.** II. Ihre Gestaltung und Verwendung. Von R. Vater. Okt. 2. Auflage, 101 Seiten, 105 Abbildungen. Verlag B. G. Teubner, Leipzig und Berlin. Preis M. 1,20 geheftet, M. 1,50 gebunden.

Aus Natur und Geisteswelt: **Einführung in die Mathematik.** Von W. Mendelssohn. Okt. 113 Seiten mit 42 Figuren im Text. Verlag B. G. Teubner, Leipzig und Berlin. Preis M. 1,20 geheftet, M. 1,50 gebunden.

Jahrbuch 1918 des »Österreichischen Aero-Clubs«. Eigener Verlag. Okt. 268 Seiten mit 21 Aufnahmen, 33 Abbildungen, 4 Tafeln mit Abzeichen.

Im Fesselballon. Von Leutn. d. Res. Ernst Strück. Okt. 109 Seiten, 9 Aufnahmen. Verlag August Scherl, G. m. b. H. Berlin. Preis M. 1,50.

Benzin, Benzinersatzstoffe und Mineralschmiermittel, ihre Untersuchung, Beurteilung und Verwendung. Von Dr. J. Formanek. Gr. Okt., 259 S. mit 18 Textfiguren. Verlag: Jul. Springer, Berlin. Preis M. 12.

Das Arbeitsverhältnis im Jenaer Zeißwerk. Verlag Bernh. Vopelius, Jena. Gr. Okt. 37 S. 1 Abbildung, 1 Beilage 7 Seiten.

Adressbuch für die Flugzeug- und Automobil-Industrie. Ambostahl-Gesellschaft Mayer & Co., Köln a. Rh. Oktav. 180 Seiten.

Einführung in die theoretische Physik mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme. Von Prof. Dr. phil. Arthur Haas, Verlag von Veit & Co., Leipzig. Gr. Okt. 384 Seiten mit 50 Abbildungen im Text.

Sonderheft der Technik für alle, Heft 9. Das Kali-Gewerbe. Gr. Okt., 32 Seiten, 27 Abb., 3 Porträts, Text. Francksche Verlagshandlung, Stuttgart.

Der Flugmotor. Von Hermann Kohl. Okt., 91 Seiten. Verlag Konrad Wittwer, Stuttgart. 42 Abb., Preis geb. M. 3,50.

Zur Analyse der Braunkohlen- und Steinkohlenteeröle und ihrer Destillate und die Verwendung derselben für Motorzwecke. Von Prof. Dr. Karl Dieterich, Helfenberg. Sonderabdruck aus Heft 21/22 der Automobil-Rundschau. Zeitschrift des Mitteleuropäischen Motorwagen-Vereins. Gr. Qu. 12 Seiten.

Instrumenten-Kunde des Fliegers. Ein Hand- und Nachschlagebuch für Flugzeugführer und Beobachter. Bearbeitet von Reinhold Thebis und G. Römmler. Mit 82 Abb., Okt., 136 Seiten. Verlag M. Krayn, Berlin. Preis brosch. M. 4,50.

Zeppeline, Maybachmotoren und Persius. Von Colsmann & Maybach (mit einer Beilage aus der Täglichen Rundschau: Marine-Luftschiffahrt im Kriege von Marine-Baurat Engberding). 13 S., Okt., Preis 30 Pf. Verlag Wilh. Borngräber, Berlin W.

Drehzahl- und Fahrt-Fernzeiger für Flugzeuge und Luftschiffe. Von Obering. Dr.-Ing. Wilke, Leipzig. Sonderabdruck aus der Automobil- und Flugtechnischen Zeitschrift »Der Motorwagen«. 15 Seiten, Okt., Verlag M. Krayn, Berlin W. 10.

Flugmotoren. Von Konrad Müller, Oberingenieur. 2. Auflage, mit 211 Abbildungen und 2 Tafeln, 141 Seiten, Gr. Okt., Preis geh. M. 5,— und 10% Sort.-Teuerungs-Zuschlag. Verlag R. Oldenbourg, München.

Technik für alle, Heft 10. Gr. Okt., 32 Seiten, 26 Abb., Text Francksche Verlagshandlung, Stuttgart.

Handbuch wirtschaftlicher Verbände und Vereine des Deutschen Reiches, enthaltend eine Zusammenstellung fast aller deutschen wirtschaftlichen Verbände und Vereine mit genauen Angaben über Vorstand, Geschäftsstelle und Geschäftsführung, Mitgliederstand, Zweck, Ortsgruppen, Untervereine, Entwicklungsgeschichte usw. Jahrgang 1919, 2. verb. und verm. Auflage. Verlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2. Gr. Okt. 1176 Seiten, Inseratenanhang.

Untersuchungen über Fliehkraft-Tachometer nach dem Drehpendelprinzip. Von W. Wilke. Sonderabdruck aus der Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Jahrgang 1918, S. 801. Gr. Qu., 14 Seiten, 37 Figuren im Text. Preis für Mitglieder, Studierende und Schüler techn. Schulen M. 0,80, für andere Bezieher M. 1,60. Portozuschlag für das Ausland M. 0,05.

Die Zielgeräte der Feinde Deutschlands zum Bombenwurf aus Flugzeugen. Von Dr. Oskar Prochnow. Gr.-Okt. 41 Seiten, 18 Abbildungen. Herausgegeben von der Optischen Anstalt C. P. Goerz, Akt.-Ges., Berlin-Friedenau.

Industrielle Verwaltungstechnik. Ein Leitfaden für die Verwaltung moderner industrieller Unternehmungen, von Albert Baum, Ingenieur. Gr.-Okt. 130 S. Akademisch-Technischer Verlag, Johann Hammel, Frankfurt a. M. Preis geheftet M. 4,50.

Es ist eine zwingende Notwendigkeit für jeden Unternehmer, Fabrikleiter, Kaufmann usw., sich mit all jenen Methoden vertraut zu machen, durch welche wir in den Stand gesetzt werden, die Leistungsfähigkeit unserer Industrie auf das Höchstmäß zu steigern und zugleich die Produktionskosten auf das Mindestmaß herabzudrücken. Diese Methoden entwickelt Baum in seinem vorliegenden Buche in umfassender Weise. Im ausgesprochenen Bestreben, vornehmlich dem Manne der Praxis zu dienen, vermeidet der Verfasser absichtlich jede weitläufige Erörterung rein theoretischer Probleme. Vor allem aber beleuchtet er die praktischen Verhältnisse und gibt außerdem eine Fülle von praktischen und im Wirtschaftsleben erprobten Winken und Hinweisen. Das Studium dieses Buches ist jedem strebsamen Industriellen, Betriebsleiter, Kaufmann usw. zu empfehlen.

Fabrikorganisation, Fabrikbuchführung und Selbstkostenberechnung der Firma Ludw. Loewe & Co., Aktiengesellschaft, von J. Lilienthal. 2. Auflage, 1918. Verlag: Jul. Springer, Berlin. Qu., 245 S. mit 5 Schemata.

Geduld oder Verderb? Ein Wort an Deutschlands Totengräber. Von einem Sozialdemokraten. Okt., 14 Seiten, Preis 30 Pf.

Die Arbeitsgemeinschaft für staatsbürgerliche und wirtschaftliche Bildung, Berlin, Lützowstr. 102/104, hat zwei Schriften herausgegeben über die Umwandlung des Obrigkeitsstaates in den Volksstaat. Jeder einzelne hängt mit seinem Schicksal, mit seiner Arbeit, seinem Verdienst, mit den Zukunftsaussichten seiner Kinder von der Weltbewegung im ganzen ab. Wir leben nicht mehr wie unsere Voreltern von dem, was sie sich zogen. Heute ist jeder im Preis, im Wert, im Grunde auch in der Gesundheit und in der Bildungsmöglichkeit abhängig von dem Weltgeschehen da draußen. Die Änderung der Menschen, der Zustände und der Verfassung — dieser ganze Neubildungsprozeß wird kurz und einleuchtend, belebend und allgemeinverständlich dargestellt in den beiden Flugschriften »Der Weg zum Volksstaat« von D. Friedrich Naumann, M. d. R., und »Neudeutscher Parlamentarismus« von Unterstaatssekretär J. Giesberts, M. d. R.

Fliegerkalender 1919. 2. Jahrgang. Okt. 205 Seiten. Druckerei der Fliegertruppen, Charlottenburg 5. Aus dem Inhalte: Kalendarium 1919, Das neue Rittertum, Wie werde ich Flieger, Der Gesundheitszustand im deutschen Heere, Der blinde Flieger. Die Taschenuhr als Kompaß, Humoristisches, Die neuen Postgebühren.

Technik für alle — Technik und Industrie. Monatshefte für Elektrotechnik, Bau- und Maschinentechnik usw. Jahrgang 1918/19. Heft 7/8. Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Halbjährlich M. 3,60.

Chemisch-technologisches Rechnen. Von Prof. Dr. Ferdinand Fischer. Okt. 137 S. Preis geb. M. 7,20. Verlag Otto Spamer, Leipzig.

Führende Stimmen zur Kriegerheimstättenbewegung usw. Von Adolf Damaschke. Okt. 60 S. Verlag „Bodenreform“ G. m. b. H., Berlin NW, Lessingstr. 11.

Die Dracorubin- und Dracorubin-Kapillarprobe als einfaches Hilfsmittel zur Kennzeichnung und Unterscheidung farbloser Flüssigkeiten in der pharmazeutischen und chemischen Laboratoriumspraxis. Von Prof. Dr. Karl Dieterich, Helfenberg. Okt., 44 Seiten, 29 Abb. Verlag Gebr. Borntraeger, Berlin W. 35.

Das Flugwesen vor und während des Weltkrieges. Von Oberleutnant i. d. Res. Dr. Gust. Peters. Gr.-Okt. 19 Seiten mit 4 Abbildungen. Herausgegeben vom Deutschen Verein in Prag. Preis 30 h.

Handbuch für Flugzeugmonteure und Flugzeugführer. Bearbeitet von Ing. Hans Busch, Posen. Okt. 135 Seiten, 38 Abbildungen. Verlag M. Krayn, Berlin. Preis M. 4,50.

Bauwelt. Zeitschrift für das gesamte Bauwesen, Bautennachweis, Verdingungs- und Versteigerung-Anzeiger. Aus dem Inhalte: Wärme im Sparbau von Regierungsrat Heinrichs. Vierteljährlich M. 4.—, Einzelheft M. 0,40. 10. Jahrgang, Heft 8. Gr. Okt., 21 S. Verlag Ullstein & Co., Berlin.

Jahrbuch für das dreizehnte Geschäftsjahr 1919 der Ständigen Ausstellungskommission für die deutsche Industrie. Mit 1 Porträt von Joh. Kaempf. Okt. 111 Seiten.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Am 13. Februar 1919 folgte die WGL. einer Einladung der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie (Telefunken), Berlin, Hallesches Ufer 12/13 zur Vornahme einer Besichtigung ihrer Ausstellung, bei der in dankenswerter Weise unser Mitglied, Herr Direktor Solff, die Führung übernahm und in einem einleitenden Vortrag die Bedeutung der Funkentelegraphie für die Luftfahrt darlegte.

2. Am 5. März 1919 veranstaltete die WGL. im Verein mit dem Verband Deutscher Flugzeug-Industrieller ihren ersten Flugtechnischen Sprechabend in den Räumen des Flugverbandshauses, Berlin, Blumeshof 17 (Schöneberger Ufer 40). Gegenstand des Sprechabends war „Die technische Entwicklung des Verkehrsflugzeuges“, zu dem Herr G. Madelung den einleitenden Vortrag übernommen hatte. An der dem Vortrag folgenden Diskussion beteiligten sich insbesondere die Herren: Prof. Bendemann, Dr. Quittner, Oblt. Niemann, Prof. Junkers, Hptm. Schwarzenberger, Baurat Engberding, Bankier Meckel.

Die Einrichtung der Flugtechnischen Sprechabende verfolgt den Zweck, durch Aussprache der an der Luftfahrt interessierten Kreise eine Klärung über die Fragen der weiteren Entwicklung der Luftfahrt unter den jetzigen Verhältnissen herbeizuführen. Der Verlauf des ersten Abends ließ durch die im Laufe der Diskussion angeschnittenen Fragen und Anregungen das Bedürfnis nach weiteren Aussprachen erkennen und läßt erwarten, daß sich die Sprechabende zu einer dauernden und die Zwecke der Gesellschaft fördernden Einrichtung entwickeln werden. Da an den Sprechabenden, namentlich unter den jetzigen Verhältnissen, hauptsächlich unsere Berliner Mitglieder teilnehmen werden, sollen besondere Einladungen aus Ersparnisrücksichten nur an die Berliner Mitglieder versandt werden. Die Voranzeige der Abende wird an dieser Stelle bekannt gegeben. Wir bitten daher diejenigen unserer außerhalb Berlins wohnenden Mitglieder, die zu den Sprechabenden eine besondere Einladung zu erhalten wünschen, dies der Geschäftsstelle anzuzeigen.

Der nächste Flugtechnische Sprechabend findet Mittwoch den 23. April statt. Besondere Einladungen werden nach Maßgabe der obigen Ausführungen unseren Mitgliedern zugehen.

3. Durch den Friedensschluß wird eine Reihe militärbehördlicher Stellen aufgelöst, die in den Kriegsjahren einen großen Teil der Arbeiten auf flugwissenschaftlichem Gebiet geleistet haben. Für die Weiterentwicklung der Gesellschaft in dieser für das Luftfahrwesen kritischen Zeit ist es daher von größter Wichtigkeit, daß die an diesen Stellen tätigen Fachleute durch Zusammenschluß in unserer Gesellschaft den Zusammenhang behalten und durch ihre Mitarbeit der Gesellschaft die Durchführung ihrer Aufgaben ermöglichen. Wir bitten daher unsere verehrten Mitglieder, im Kreise der ihnen bekannten Fachleute nach Möglichkeit für unsere Gesellschaft zu werben. Nur durch einen großen Mitgliederkreis wird es uns möglich sein, unsere Aufgaben so zu erfüllen, wie wir es uns vorgenommen haben. Geeignetes Werbematerial kann jederzeit von der Geschäftsstelle bezogen werden.

4. Wir bitten unsere verehrten Mitglieder, den Jahresbeitrag von M. 25 für das VIII. Geschäftsjahr 1919 unserem Postscheckkonto Köln 25 792 anweisen zu wollen.

5. Verspätet erhielten wir die Nachricht, daß im Sept. 1918 unser Mitglied, der technische Direktor der Junkers-Fokkerwerke,

† **Herr Dipl.-Ing. Karl Bauer,**

an Lungenentzündung gestorben ist. Am 8. April 1884 zu Altmühl in Mittelfranken geboren, studierte er an der Techn. Hochschule in München Maschinenbau. Während der Kriegsjahre wandte er sich der Flugtechnik zu und erhielt seine militärische Ausbildung als Flugzeugführer und später als Flugparkingenieur. Anfang 1918 kam er als technischer Direktor zu den Junkers-Fokker-Werken nach Dessau. Der WGL. trat er 1917 als Mitglied bei. Die Gesellschaft wird dem hoffnungsvollen Ingenieur, den der Tod aus dem Anfang seiner Laufbahn riß, stets innig gedenken.

Im Dezember 1918 verstarb im 48. Lebensjahre unser Mitglied

† **Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Herm. Th. Simon.**

Nach Abschluß seiner Studien an den Universitäten Heidelberg und Berlin hielt er als Privatdozent Vorlesungen in Erlangen, Göttingen, Frankfurt a. M. und wurde 1901 als a. o. Professor und Leiter der Abteilung für angewandte Elektrizitätslehre nach Göttingen berufen. 1907 wurde er zum persönlichen o. ö. Professor in der physikalischen Fakultät Göttingen und 1916 zum Geheimen Regierungsrat ernannt. 1899 begründete er mit Herrn Geheimrat Riecke die Physikalische Zeitschrift, deren Schriftleitung er führte; 1907 schuf er die an das Institut für angewandte Elektrizität angegliederte radioelektrische Versuchsanstalt für Marine und Heer. Unserer Gesellschaft gehörte er seit ihrer Begründung an. Wir werden ihm stets ein ehrendes Gedenken bewahren.

6. Adressenveränderungen:

J. F. Glaser, z. Zt. Frankfurt a. M., Leerbachstr. 54 I.
Ernst Wolf, Hptm. d. R., Dir. der Daimler-Mot.-Ges., Berlin-Lankwitz, Mozartstr. 32.

Hans Boykow, Optische Anstalt C. P. Goerz, Berlin-Friedenau, Rheinstr. 45/46.

Hptm. von Buttler, Charlottenburg, Dahlmannstr. 19.
Generalmajor Oschmann, Tegitz, Albrechtstr. 86.

Prof. Dr. Otto Blumenthal, Techn. Hochschule Aachen, Rehusstr. 27.

Prof. Dr. Friedrich Ahlborn, Hamburg 22, Uferstr. 23.
Ing. W. Noack, Charlottenburg, Friedbergstr. 12.

Wir bitten Adressenänderungen sofort unserer Geschäftsstelle anzuzeigen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linien-Schiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenbergl-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S.V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Straßburg, z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzoglich Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen
Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

29. März 1919.

Heft 5 und 6.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16 —, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee“.

INHALT:

Normung im Luftfahrzeugbau. Von F. Wendt. S. 45.
Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend der Wissenschaftl. Gesellschaft am 5. März 1919. S. 46.
Die Aufgaben des Reichsluftamts. II. Teil. Von August Euler. S. 6.
Flügelbeanspruchung beim Abfangen. Von Dipl.-Ing. A. van Gries. S. 68.

Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt. Von Ansbert Vorreiter. S. 68.
Patentschau. S. 70.
Bücher-Besprechungen. S. 72.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. S. 72.

Normung im Luftfahrzeugbau.

Auch im Flugzeugbau hat, wie in allen anderen Zweigen der deutschen Industrie, während des Weltkrieges eine rege Normungsarbeit eingesetzt. Gezwungen durch die Notwendigkeit äußerster Energieersparnis, den Mangel an Arbeitskräften und Rohstoffen mußte die deutsche Flugzeugindustrie sich mit dem Gedanken einer Vereinheitlichung vertraut machen und, um die Produktion durch Massenherstellung an Heeresgerät zu erhöhen, unverzüglich an seine Ausführung gehen.

Heeresverwaltung und Flugzeugindustrie hatten an der Vereinheitlichung gleiches Interesse.

Deshalb berief im Mai 1917 der auf Veranlassung der Inspektion der Fliegertruppen gegründete Kriegsverband der Flugzeugindustrie einen Ausschuß von Konstrukteuren der bedeutendsten Flugzeugfirmen zur Beratung der sich zunächst aufdrängenden Fragen, die rasch in fruchtbarer Arbeit erledigt wurden. Daraus hat sich der »Normenausschuß der Flugzeugindustries«, kurz NAFI genannt, mit dem Sitz in Berlin, entwickelt.

Der NAFI bestand aus Vertretern des Kriegsverbandes der Flugzeugindustrie, der Flugzeugfirmen, der Inspektion der Fliegertruppen, der Zentralabnahmekommission, der Flugzeugmeisterei, des Fabrikationsbüros in Spandau, des Reichsmarineamtes und der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Die Geschäfte wurden anfangs vom Kriegsverband selbst geführt. Später (im Februar 1918) übernahm die Versuchsanstalt die Geschäftsführung. Sie bearbeitet in einer besonderen Normenabteilung die Entwürfe und Sitzungsunterlagen.

Dem gründlichen und guten Zusammenarbeiten des NAFI mit der Flugzeugindustrie und der Heeresverwaltung ist es zu verdanken, daß in schneller Folge gegen 40 Normenblätter¹⁾ herausgebracht werden konnten, die als »Flugnorm« bezeichnet sind.

Die vom NAFI als endgültig angenommenen Flugnormen sind auf den Seiten 47 bis 51 abgebildet.

Unmittelbar vor dem Abschluß stehen Normen für Fahrgestellachsen, Drahtdurchmesser, Profildrähte, Gewindegewinde und Außenmaße für Abblässhalter, Federringe, Kugelpfannen, Schraubenfedern, Kugellager, Seilrollen und -kapseln, biegsame Rohrverbindungen und Rohrschalter²⁾.

Zurzeit bearbeitet die Normenabteilung der DVL Nieten, Räder, Bezeichnungen der Zylinder und Zündfolgen bei

¹⁾ Die Flugnormen können von der Geschäftsstelle des NAFI, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin SW. 61, Belle-Allianceplatz 2, gegen Vergütung von M. 0,25 für das Stück bezogen werden.

²⁾ Vgl. den Aufsatz „Ein Wettbewerb für Flugzeugrohrschalter“ dieser Zeitschrift Heft 3/4, S. 19.

Reihenmotoren, Steuerungsübersicht und Naben für Luftschrauben.

In Vorbereitung sind Duraluminprofile, Sitze, Anschlußmaße für Fahrgestelle, Nabenhauben, Kühler, Benzin- und Ölbehälter.

Weiterhin müssen genormt werden: Beschläge, Scharniere, Dichtungsstoffe, Gas- und Zündhebel, Ketten, Verschlüsse, Werkzeuge und Baustoffe.

Die Vorteile der Normung haben sich während des Krieges bei gesteigerter Erzeugung, häufigen Abnahmeprüfungen und starker Abnutzung der Flugzeuge in der Kampftruppe in hohem Maße erwiesen.

Für eine aussichtsvolle Friedenswirtschaft der deutschen Flugzeug- und Flugmotorenindustrie, wie sie zurzeit mit dem erst in der Entwicklung begriffenen Luftverkehr in Erscheinung tritt, ist es notwendig, die Normungsarbeiten zu vertiefen.

Die Forderung der Austauschbarkeit der Einzelteile wird im Frieden, besonders wenn an Absatz im Ausland gedacht wird, noch von erhöhter Wichtigkeit sein und für eine Fortsetzung der Normung sprechen. Das Ausland ist in dieser Hinsicht weit vorgeschritten. Sogar die für uns noch geradezu utopische Normung der Baustoffe selbst ist dort in weitem Umfange verwirklicht worden. Amerika und England sollten uns in diesem Punkte, wie es die „Weltflugnormen“¹⁾ zeigen, vorbildlich sein.

Die Weltflugnormen bringen eine planmäßige Abstufung aller wichtigen Baustoffe und geben für Stahl und Eisen, auch die Spezialstähle, für die sonstigen Metalle und Legierungen, für Hölzer, Leim-, Webstoffe usw. alle wichtigen Angaben über chemische Zusammensetzung, Festigkeit, Dehnung usw. nebst Prüfungs- und Behandlungsvorschriften. Der Konstrukteur kann also für jedes Stück, statt der bei uns üblichen rohen Angaben — Gußeisen, S.-M.-Stahl, Rotguß usw. — die anzuwendende Sorte genau vorschreiben. Wie dadurch die planvolle Sicherheit jeder Konstruktion gewinnt, liegt auf der Hand, ebenso welche Vereinfachung im Einkauf, in der Lagerhaltung der Fabriken und im Handel entsteht, wenn an die Stelle der unklaren Reihen unbestimmter Sorten eine einfache, stark bestimmte Abstufung tritt.

Die gesamte, zurzeit vom Weltmarkt verdrängte deutsche Industrie sollte, um lebensfähig zu bleiben und wieder am Konkurrenzkampf wirksam teilnehmen zu können, unter Aufbietung aller ihrer Kräfte die Baustoffnormung als ihre vornehmste Aufgabe betrachten.

F. Wendt.

Die technische Entwicklung des Verkehrsflugzeuges.

Bericht über den Flugtechnischen Sprech- abend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 5. März 1919.

Herr G. Madelung-Berlin hatte das Referat über das vorgenannte Thema übernommen. Der Vortragende führte folgendes aus: Für die Entwicklung des Verkehrsflugzeuges ergeben sich aus dem Verzicht auf militärische Eigenschaften neue technische Möglichkeiten, denen jedoch kaum erfüllbare Forderungen entgegenstehen.

1. Es muß der Anreiz zum Fliegen dadurch erhöht werden, daß dem Fluggast bei Flugreisen größtmögliche Bequemlichkeit geschaffen wird. Hierzu gehört ausgiebiger Schutz gegen Schmutz, Wind, Lärm und Kälte. Erfüllbar ist diese Forderung nur bei Anwendung langsam laufender Druckschrauben.

2. Für jeden Verkehr ist die vollkommene Sicherheit für Leib und Leben des Fluggastes Vorbedingung. Abstürze können durch Konstruktion geeigneter Flugzeugtypen, wie die Erfahrung gezeigt hat, vollkommen ausgeschaltet werden.

¹⁾ Die „Weltflugnormen“ sind im Selbstverlag der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin SW 61, Belle-Allianceplatz 2, erschienen und zu einem Preis von M. 25,— erhältlich.

Bei Unfällen führt die Zertrümmerung des Sitzraumes meist zu Verletzungen der Insassen. Zur Vermeidung derartiger Verletzungen muß vom Flugzeugkonstrukteur die Anordnung eines Kollisionsraumes zwischen Motor- und Sitzraum (vergleichbar mit dem Packwagen zwischen Lokomotive und Personenwagen) und die statische Isolierung des Sitzraumes gefordert werden. Ferner ist nötig, um Verletzungen durch Aufschlagen an harte Kanten zu vermeiden, daß vor den Insassen der Sitzraum offen (Wanne) oder nur mit Stoff überspannt ist, besonders aber, daß der Spannturm weit vor den Sitzplätzen liegt.

3. Die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs hängt von der Einschränkung des Verbrauches an Flugzeugen durch Bruch ab. Als Ursache für die durch Kopfstand oder Überschlag hervorgerufenen Flugzeugbeschädigungen sind die hohen Fahrgestelle zu bezeichnen, deren Bauhöhe durch die Luftschrauben im Verein mit der den Bedürfnissen des Flugzeuges widersprechenden Form der Motoren bedingt ist. Im Gegensatz zu Boots- und Wagenmotoren, deren Wellen möglichst tief liegen sollen, muß daher beim Flugmotor die Firsthöhe des Motors über der Welle weitestgehend eingeschränkt werden.

4. Dem Verhalten der Flugzeuge bei Bruch ist erhöhte Aufmerksamkeit zuzuwenden. Die Beanspruchung des Flugzeuges kann herabgesetzt werden durch rechtzeitigen Bruch der richtigen Teile, besonders bei Stößen aus anderer Richtung als im Normalbetrieb. So muß bei heftigem Stoß von vorn das Fahrgestell zur Vermeidung eines Überschlages glatt abreißen. Bei Abreißen von Fahrgestell und Unterflügel kann der Rumpf unversehrt bleiben, wenn Sollbruchstellen vorgesehen sind. Für örtliche Begrenzung des Bruches muß durch Einschaltung stärkerer Teile gesorgt werden, so begrenzt z. B. Verstärkung der unteren Rumpfhölme zu Kufen den Fahrgestellbruch.

5. Schnellste Reparaturmöglichkeit, namentlich schnelle Reparatur an der Notlandestelle selbst durch Auswechseln des gebrochenen Teiles ist anzustreben, um die durch Abrüsten und Transport des Flugzeuges hervorgerufenen weiteren Beschädigungen zu vermeiden. Daher muß gefordert werden: Zerlegbarkeit in zahlreiche auswechselbare handliche Teile, z. B. Zerlegung des Rumpfes in Motorvorbau, Schutzraum (Kern), Sitzraum, Mittelmast (von Kern bis Ende), Rumpfeinde mit Leitwerk, Sporn. Fabrikation, Reparatur, Transport, Kontrolle der handlichen Einzelteile gestalten sich einfacher. Zerlegbarkeit führt auch zur

6. Einheitlichkeit. Um eine Reihenerzeugung zu ermöglichen, ist Verwendung derselben gegeneinander auswechselbaren Flugzeugteile, wie Fahrgestelle, Flügel, Steuerung, bei möglichst vielen Typen, auch von verschiedenen Erzeugern, anzustreben. Durch Normalisierung wird auch Verminderung der Ersatzteillager und leichte Beschaffung der notwendigen Ersatzteile bei Bruch erreicht.

Herr Professor Bendemann-Berlin sieht die nächste Entwicklungsstufe des Luftverkehrs innerhalb Deutschlands ebenfalls in der Ausbildung des Kleinflugzeuges. In ähnlicher Weise wie das Automobil muß auch das Kleinflugzeug zunächst als Beförderungsmittel von Einzelpersonen in Betrieb genommen werden. Eine Hauptforderung für die günstige Entwicklung eines derartigen Luftverkehrs besteht in der guten Zugänglichkeit der Flugplätze, so ist beispielsweise in Berlin das von allen Stadtteilen schnell und bequem zu erreichende Tempelhofer Feld als Flugplatz für ein derartiges »Droschkenunternehmen« bedeutend günstiger als der Flugplatz Johannisthal. Außer den vom Vorredner angeführten Richtlinien für den Ausbau des Verkehrsflugzeuges ist die Normalisierung im Flugzeugbau von größter Bedeutung für die Verbilligung im Bau und Betrieb.

Herr Dr. Quittner-Berlin-Wien weist darauf hin, daß es notwendig ist, bevor die Einzelausbildung eines Verkehrstyps verfolgt wird, zunächst grundsätzlich die Frage zu klären, was wir vom Verkehrsflugzeug erwarten. Wird das Flugzeug dem Automobil nach Ansicht des Vorredners nachgeraten, d. h. ein Luxusfahrzeug bleiben, oder wird es sich zu einem öffentlichen Verkehrsmittel (Transportmittel für mehrere Personen) entwickeln? Nach Ansicht des Redners ist die Verwendung des Flugzeuges zu Verkehrszwecken in der Benutzung großer Flugzeuge als schnelles Transportmittel zur Beförde-

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

KABELNORMEN

Flugnorm 1

Kabel

Kabel

(auch Tragkabel, Kabellitze genannt.)

Begriff des Kabels: Ein aus mehreren Drähten in konzentrischen Lagen gedrehtes Zugorgan.

Material der Drähte: Festigkeit: 200-220 Kg/mm²

Behnung: über 1 %

Festigkeitsverlust im Spliss: höchstens 10 %

Herstellungsvorschriften: Bei über 19 drähtigen Kabeln sollen mindestens die beiden äusseren Lagen gleichsinnig geschlagen sein, und zwar rechtsgängig.

Toleranz des Kabeldurchmessers $\pm 2 \frac{1}{2} \%$

Bezeichnung bei Bestellungen: Produkt aus Drahtanzahl \times Drahtdurchmesser, z. B. 19 \times 0,45.

Einheitsliste

Kabel ϕ	Draht Zahl	Draht ϕ	Gesamtquerschnitts-rechn Bruchfestigkeit Fläche der Drähte F/mm ²	Splissfestigkeit F/Kz für 200kg/mm ²
2	19	0,4 mm	239	480
2,25	19	0,45	302	600
2,5	19	0,5	375	750
2,75	19	0,55	451	900
2,8	37	0,4	465	930
3	19	0,6	537	1070
3,5	19	0,7	73	1460
3,7	37	0,45	589	1180
3,5	37	0,5	727	1450
3,9	37	0,55	88	1760
4,2	37	0,6	1045	2090
4,5	37	0,65	1227	2450
5	37	0,7	1423	2850
5,6	37	0,8	186	3720
6,3	37	0,9	235	4700
7,2	48	0,9	3025	6050
8,1	61	0,9	388	7960
9	75	0,9	476	9520
10	75	1,0	589	11780
11,1	91	1,0	715	14300
12,1	91	1,1	865	17300

Die Kabelfestigkeit ohne Spliss darf 85 % der rechnerischen Festigkeit nicht unterschreiten.

Juli 1918 Der Splissverlust darf nicht mehr als 10 % betragen.

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

TRAGSEILNORMEN

Flugnorm 2
Tragseile

1) Tragseile mit Eisen- oder Stahlseele.

Begriff: Ein Seil ist ein aus mehreren Litzen geschlagenes Zugorgan, wobei jede Litze aus einfachen Drähten gedreht ist.

Drahtmaterial: Festigkeit der tragenden Drähte: 200-220 Kg/mm².

Behnung über 1 % } Verfügung d. Jdflieg. Z. R. v 11.5.1918

Material der Seele: Die Seele soll nach Material und Ausführung eine grössere Behnung als die Tragdrähte haben.

Festigkeitsverlust im Spliss: höchstens 10 %

Herstellungsvorschriften: Seile (Trag- und Steuerseile) sind in Kreuzschlag herzustellen.
Toleranz des Seildurchmessers $\pm 5 \%$

Bezeichnung bei Bestellungen: Produkt aus Litzenanzahl \times Draht einer Litze \times Drahtdurchmesser, z. B. 6 \times 7 \times 0,3.

Einheitsliste

Seil ϕ	Litzen- zahl	Drahtanzahl einer Litze	Draht ϕ	Gesamtquerschnitts- Fläche der Litzen- drähte F/mm ²	rechner. Bruchfestigk. FKz für 200Kg/mm ²	Splissfestigkeit
2,7	6	7	0,3	296	590	
3,2	6	7	0,35	405	810	
3,6	6	7	0,4	528	1060	
4,2	6	12	0,35	693	1390	
4,8	6	12	0,4	905	1810	
5,4	6	12	0,45	1145	2290	
6	6	19	0,4	1435	2870	
6,75	6	19	0,45	1815	3630	
7,5	6	19	0,5	224	4480	
8,7	6	30	0,45	286	5720	
9,8	6	30	0,5	354	7080	
10,7	6	30	0,55	4275	8550	
11,5	6	37	0,55	527	10540	
12,6	6	37	0,6	627	12540	
15	6	37	0,7	854	17080	
17	6	37	0,8	1115	22300	

Die Seilfestigkeit ohne Spliss darf 85 % der rechnerischen Festigkeit nicht unterschreiten.

Der Splissverlust darf nicht mehr als 10 % betragen.

Juli 1918

September 1918.



Be- zeich- nung Nr	d ₁	Gesamtlänge S			Länge des ausge- schnittenen Gew. L			m	Äuss. Durchmesser				d ₂	Tol. d ₂	Tol. d ₁	Tol. d ₂	Tol. d ₁
		Kurz	Mittel	lang	Kurz	Mittel	lang		D ₁	D ₂	D ₃	Tol.					
3	3	25	35	45		11	15	20	8 ± 10	55	47	42	25 ± 0,1	0,3	0,5	0,1	0,2
4	4	40	55	85		18	25	40	Bis 8 ± 10	70	62	56	30 ± 0,1	0,3	0,5	0,1	0,2
5	5	50	70	110	Bis	23	33	53	10 ± 10	80	74	68	30 ± 0,1	0,3	0,5	0,1	0,2
6	6	55	80	130	100	25	37	62	10 ± 10	100	90	84	40 ± 0,1	0,3	1,0	0,1	0,2
7	7	60	90	145	± 0,5	27	42	70	Von 12 ± 10	110	102	96	40 ± 0,1	0,5	1,0	0,1	0,4
8	8	100	165	Über		46	78	306	12 ± 10	120	112	104	50 ± 0,1	0,5	1,0	0,1	0,4
9	9	105	170	100		49	80	50	14 ± 10	140	130	118	50 ± 0,1	0,5	1,0	0,1	0,4
10	10	110	170	± 1,0		51	81	± 2,0	14 ± 10	150	142	130	50 ± 0,1	0,5	1,5	0,1	0,4
12	12	115	175			53	83	Von	16 ± 10	180	172	158	60 ± 0,1	0,5	1,5	0,1	0,4
14	14	120	180			55	85	50	18 ± 10	210	200	184	60 ± 0,1	0,8	1,5	0,1	0,6
16	16	125	185			58	88	94	20 ± 10	240	230	214	80 ± 0,1	0,8	1,5	0,1	0,6
18	18	130	190			60	90	± 3,0	22 ± 10	260	252	236	80 ± 0,1	0,8	2,0	0,1	0,6
20	20	135	195			62	92		24 ± 10	290	282	266	80 ± 0,1	0,8	2,0	0,1	0,6
22	22	140	200			64	94		26 ± 10	320	312	296	80 ± 0,1	0,8	2,0	0,1	0,6

Kz Hülse - Kz Schaft.
 Die Hülsehälfte mit der Riffelung hat Linksgewinde.

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	STEUERSEIL- NORMEN	Flugnorm 3 Steuerseile
--	-------------------------------	---------------------------

Steuerseile mit Hanf- oder Papiergarnseile

Begriff: Ein Seil ist ein aus mehreren Litzen geschlagenes Zugorgan, wobei jede Litze aus einfachen Drahten gedreht ist.

Drahtmaterial: Festigkeit 180-200 kg/mm²
Dehnung über 2 %

Festigkeitsverlust im Spliss: höchstens 10 %

Herstellungsvorschriften: Seile (Trag- und Steuerseile) sind in Kreuzschlag herzustellen. Toleranz des Seildurchmessers ± 5 %

Bezeichnung der Bestellungen: Produkt aus Litzenanzahl x Draht einer Litze x Drahtdurchmesser, z. B. 6 1 7 1 0,3

Einheitsliste.

Seil Ø	Litzen- zahl	Draht Ø einer Litze	Draht Ø	Gesamtquerschnitt Fläche der Litzen drähte f/mm ²	Rechn. Bruchfestigk. FK für 180 kg/mm ²	Splissfestigkeit
1,8	6	7	0,2	1,52	240	
2,4	6	12	0,2	2,26	410	
3	6	12	0,25	3,54	630	
3	6	19	0,2	3,58	640	
3,5	6	14	0,25	4,12	740	
3,8	6	19	0,25	5,6	1000	
4,5	6	27	0,25	7,95	1430	
5,3	6	37	0,25	10,9	1960	
6	6	48	0,25	14,15	2540	

Die Seilfestigkeit ohne Spliss darf 85 % der rechnerischen Festigkeit nicht unterschreiten.
Der Splissverlust darf nicht mehr als 10 % betragen.

Juli 1918

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	Blechnormen	Flugnorm 4 Bleche
--	--------------------	----------------------

1. Eisen- und Stahlblech.

Materialvorschriften: S. M. Material zweimal dekapiert, im Kasten gegläut.

Mindestfestigkeit 35 kg/mm ²	Mindestdehnung 20 %					gemäß Verfügung der Stftg 2. R. v. 3. 8. 1917.
Biegezahlen für r=5mm:	30	13	10	7	6	
Für die Dicken	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	

Die Festigkeitsvorschriften gelten nur für Bleche von 1 mm und darüber.

Einheitsliste.

Blechstärke 0,5 mm	N ^o 24 der deutschen Feinblechskala				
" 0,75 "	" 21 "	" "	" "	" "	
" 1 "	" 19 "	" "	" "	" "	
" 1,5 "	" 15 "	" "	" "	" "	
" 2 "	" 13 "	" "	" "	" "	
" 2,5 "	" 11 "	" "	" "	" "	
" 3 "	" 9 "	" "	" "	" "	
" 4 "	" 5 "	" "	" "	" "	

In den gängigen Teilgrößen.
Als Toleranz in der Blechstärke wird ± 5 % zugelassen.

2. Messingblech.

Stärken	0,5 mm	0,7 mm	1 mm (halbhart)

3. Aluminiumblech.

Stärken	0,5 mm	0,8 mm	1 mm	1,5 mm	2 mm	mit den Härteunterschieden weich, halbhart und hart.

1917

September 1918.

Be- zeich- nung N ^o	Gesamtlänge				Gewinde			Schalt		Öse											Tol. für seilt. Abw. d. Bohr. d. 2
	kurz	mittl.	lang	Tol.	d ₁	l	h	d ₃	Quer- schnitt	d ₂	a	b	f	r ₁	r ₂	r ₃	r ₄	r ₅	2		
3	26	26	30		3	12±0,5	10	22+0,08	3,8	3+0,1	6+0,1	35±0,08	40+0,08	5	26	6	35-0,08	0,5	0,1		
4	32	38	52		4	13±0,5	10	29+0,08	6,6	4+0,1	8+0,1	45±0,08	50+0,08	6	36	6	35-0,08	0,8	0,1		
5	40	48	68		5	14±0,5	10	38+0,08	11,3	5+0,1	10+0,1	55±0,08	60+0,08	8	48	7	40-0,08	1,0	0,1		
6	44	55	80	0,15	6	15±0,5	10	45+0,08	15,9	6+0,1	12+0,1	60±0,08	70+0,08	9	60	7	45-0,08	1,0	0,1		
7	48	64	92	0,10	7	16±0,5	10	55+0,08	23,7	7+0,1	15+0,1	70±0,08	90+0,08	11	70	7	50-0,08	1,0	0,1		
8	68	100	125	0,15	8	17±0,5	10	61+0,1	29,2	8+0,1	15+0,1	80±0,08	90+0,08	12	72	8	55-0,08	1,0	0,3		
9	76	108	140	0,15	9	18±0,5	15	71+0,1	39,6	9+0,1	18+0,1	90±0,08	110+0,08	14	82	8	60-0,08	1,0	0,3		
10	80	110	150	0,15	10	19±0,5	15	77+0,1	46,6	10+0,1	20+0,1	100±0,08	120+0,08	15	96	9	65-0,08	1,5	0,3		
12	88	118	160	0,15	12	21±0,5	15	94+0,1	69,4	12+0,1	24+0,1	120±0,08	140+0,08	18	116	10	75-0,08	1,5	0,3		
14	96	126	170	0,15	14	23±0,5	15	110+0,1	95,0	14+0,1	28+0,1	140±0,08	160+0,08	21	130	14	90-0,08	2,0	0,3		
16	106	136	180	0,15	16	26±0,5	20	130+0,1	132,7	16+0,1	32+0,1	150±0,08	180+0,08	24	144	16	95-0,08	2,0	0,5		
18	112	142	190	0,15	18	28±0,5	20	142+0,1	158,4	18+0,1	36+0,1	170±0,08	210+0,08	27	168	18	105-0,08	2,5	0,5		
20	122	152	200	0,15	20	30±0,5	20	162+0,1	206,1	20+0,1	40+0,1	190±0,08	230+0,08	31	196	18	115-0,08	3,0	0,5		
22	130	160	210	0,15	22	32±0,5	20	182+0,1	260,7	22+0,1	46+0,1	220±0,08	260+0,08	34	228	20	125-0,08	3,0	0,5		

Spannschlösschen werden mit Rechts und Linksgewinde ausgeführt.

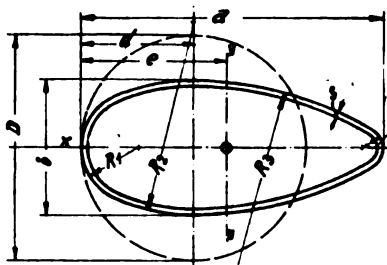
Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

**SPANNSCHLOSS-
ÖSEN**

Flugnorm 12

*Normen Ausschuß
der Flugzeugindustrie*

December 1957



Flugnorm 5
Rohr
mit Tropfenprofil

Profil Nr.	Profilbreite	Flächeninhalt	Profilhöhe	Profilbreite	Handelsstärke	Streckweite	Profil				radius	Stempel-Markierung	Stempel-Markierung	Stempel-Markierung	Stempel-Markierung	Stempel-Markierung
							R ₁	R ₂	R ₃	R ₄	e	F _{mm}	J _x	N _x	Grundriss	Grundriss
1/2 22-0-0,5	18	22	0	0,5	0	2,9	16,2	46	2,4	10,0	24,35	0,020	0,050	191		
1/6 22-0-1					1						47,15	0,036	0,088	370		
2/2 26-0-0,5	20	27,0	10	0,5	10	3,0	19	56	3	13,5	30,00	0,040	0,100	440		
2/6 26-10-1					1						59,77	0,171	0,152	260		
3/2 35-12-0,5	25	34,0	12	0,5	12,4	4,5	28	65	3	16,9	38,5	0,074	0,123	301		
3/6 35-12-1					1						75,4	0,235	0,223	591		
3/6 35-12-1,5					1,5						110,0	0,360	0,301	860		
4/2 42-15-1	30	41,7	15	1	15	5,4	28,5	89	3	20,3	91,1	0,263	0,351	714		
4/6 42-15-1,5					1,5						134,4	0,363	0,406	1050		
5/2 50-17-1	35	43,7	17	1	17,1	6,0	35	86	3,5	24,0	106,8	0,400	0,480	836		
5/6 50-17-1,5					1,5						158,0	0,559	0,570	1240		
6/2 60-20-1	40	53,0	20	1,2	20	7,2	38	92	4	27,1	146,3	0,701	0,761	1145		
6/6 60-20-1,5					1,5						181,5	0,916	0,916	1425		
7/2 70-22-1	45	62,8	22	1,2	22,0	8	45	106	4,5	30,1	165,2	0,951	0,951	1285		
7/6 70-22-1,5					1,5						205	1,270	1,154	1605		
8/2 70-25-1	50	69,5	25	1,2	25	9	67,5	115	5	33,8	183	1,526	1,221	1635		
8/6 70-25-1,5					1,5						228,7	1,855	1,605	1700		
9/2 90-30-1	50	67	30	1,5	25,2	12	42,5	77,5	5	32,5	228,7	2,100	1,800	1790		
10/2 90-30-1,5	60	66	36	1,5	34,3	14,4	51	93	6	34,0	276,8	2,755	2,600	2160		
10/6 90-30-2					2						364,5	3,110	3,392	2850		
12/2 90-32-2	70	90,4	42	2	35,3	16,8	59,5	108,5	7	45,5	428	1,800	1,700	3350		
12/6 90-30-2	80	107,2	48	2	44,4	19,2	68	124	8	52,1	491	1,900	1,700	3300		
13/2 120-40-2	90	120,4	54	2	45,5	21,6	76,5	139,5	8	58,0	553	2,173	1,900	4130		
13/6 120-40-2	100	134	60	2	50,5	24	85	155	10	61,5	616	2,400	2,000	4330		

Material: S.N.-Stahl Festigkeit über 44 kg/mm² Dehnung über 12 %
(bezieht sich auf die Meßlänge 1. m, 375)

Luftwiderstand pro lfd m: $N = b \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{v^2 \cdot K}{g}$
 b - Profilbreite in m

Widerstandszahl c nach Göttinger Versuchsreihe:

Reynwert v	200	400	600	800	1000	1200	η in mm
Profil Nr. 1-b	47	35	15	9	7,5	7	in mm
Profil Nr. 9-b	60	50	23	14,5	8,5	8,5	

Die mit einem (X) versehenen Profile werden bis auf weiteres nicht hergestellt.

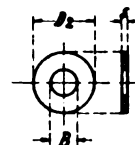
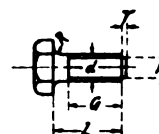
Normen Ausschuß der Flugzeugindustrie

Schreibnormen

Flugnorm 6

Schraubenbolzen

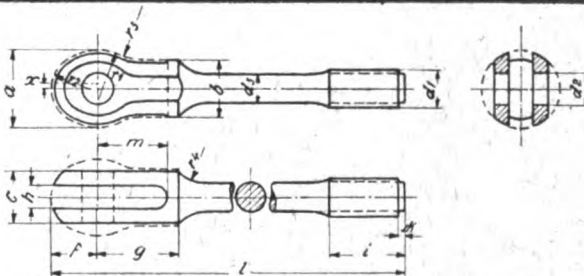
Gewinde: S J Gewinde der D J Normen



Schaft- gewinde	normale Gewinde	Schaftlänge norm. Gewinde	verkürzte Gewinde	Schaftläng. verk. Gewinde	α	γ	R	Kontorgewinde	s	D_2	B
8 d	G	L	G	L							
2	5	6-20			1,2	0,5	2,25	0,5	8	27,2	
3	7	8-30			2	0,5	2,25	0,5	8	31,2	
4	10	14-50	8	10, 12	2,5	0,5	2,25	0,5	8	41,2	
5	12	16-80	8	10, 12, 14	3,5	0,5	2,25	1	10	57,2	
6	14	18-100	8	10, 12, 14	4	1	2,25	1	12	63,2	
7	16	18-120	10	12, 14, 16	5	1	0,5	1,5	16	71,2	
8	18	22-140	12	16, 18, 20	6	1	0,5	1,5	16	81,2	
10	20	26-160	14	20, 22, 24	7,5	1	0,5	1,5	20	87,2	
12	24	30-170	18	24, 26, 28	9	1,5	0,5	2	22	92,2	
14	28	34-180	22	28, 30, 32	10,5	1,5	0,5	2	26	143,2	
16	30	36-190	24	30, 32, 34	12,5	1,5	0,5	2,5	30	161,2	
18	34	40-200			14	1,5	0,5	2,5	34	181,2	
20	36	42-210			16	2	0,5	2,5	38	201,2	
22	40	46-220			18	2	0,5	3	40	221,2	
24	46	52-240			19	2	0,5	3	44	241,2	

December 1917

September 1918



Tol. für zeitl.
Abweichung
d. Bohrung

Be- zeichnung	Gesamtlänge		Gewinde			Schaft	Gabel															a. Bohrung d.	
	Kurz	Mittel	lang	fol.	d ₁	i	k	d ₂	a	b	c	f	g	h	m	r ₁	r ₂	r ₃	r ₄	z			
3	35	35	40		3	12	95	1	22+90	3,8	40+90	8+91	6+91	5+92	5+91	10+91	2+91	8+91	6	34	6	51	0,1
4	48	45	60		4	13	95	1	29+90	6,6	41+90	9+91	7+91	6+92	5+91	10+91	2+91	8+91	7	46	7	60	0,1
5	54	58	78		5	14	95	1	38+90	11,3	52+90	11+91	9+91	8+92	6+91	12+91	3+91	10+91	8	56	8	61	0,1
6	60	66	90	815	6	15	95	1	45+90	15,9	62+90	14+91	11+91	10+92	8+91	14+91	4+91	12+91	10	66	10	62	0,1
7	76	104	100		7	16	95	1	55+90	23,7	72+90	16+91	13+91	12+92	9+91	17+91	5+91	14+91	11	70	11	70	0,1
8	80	112	103		8	17	95	1	61+91	29,9	72+90	17+91	13+91	12+92	10+91	17+92	5+91	14+92	12	76	12	78	0,3
9	90	120	Über		9	18	95	15	71+91	39,6	82+90	19+91	15+91	14+92	11+91	21+92	6+91	18+92	13	80	13	82	0,3
10	92	122	100		10	19	95	15	77+91	46,6	82+90	20+91	15+92	14+92	12+92	21+92	6+91	18+92	14	90	14	95	0,5
12	104	134	110		12	21	95	15	94+91	69,4	102+91	24+92	19+92	18+94	15+92	26+92	8+91	22+92	17	100	17	100	0,3
14	110	140			14	23	95	15	110+91	95,0	102+91	28+92	19+92	18+94	17+92	26+92	8+91	22+92	19	110	19	121	0,3
16	130	160			16	26	95	10	130+91	132,7	142+91	34+92	27+92	26+94	21+92	35+93	12+91	30+93	24	140	24	138	0,5
18	132	162			18	28	95	10	142+91	158,4	142+91	38+92	27+92	26+94	23+92	35+93	12+91	30+93	26	166	26	164	0,5
20	148	178			20	30	95	10	162+91	206,1	162+91	42+92	34+92	33+94	26+92	42+93	15+91	36+93	30	176	30	180	0,5
22	152	182			22	32	95	10	182+91	260,1	182+91	46+92	34+92	33+94	28+92	42+93	15+91	36+93	32	190	32	201	0,5

Spannschlossgabeln werden mit Rechts- und Linksgewinde ausgeführt

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

SPANNSCHL 055-
GABEL

Flugnorm 1a

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Schraubennormen

Flugnorm 7
Schraubenköpfe

d	SH	H	R
2	6	3	0,5
3	6	3	0,5
4	7	3	0,5
5	8	4	0,5
6	10	4	0,5
7	13	5	1
8	13	6	1
10	16	7	1
12	19	8	1
14	21	9	1,5
16	23	10	1,5
18	26	11	1,5
20	29	12	2
22	32	14	2
24	35	15	2

d	D1	H	a	b	c	e	R
2	6	2,5	1,5	1	1	1	0,5
3	6	2,5	1,5	1	1	1	0,5
4	8	3	1,5	1,5	1,5	1	0,5
5	9	3,5	2	1,5	1,5	1	0,5
6	11	4	2,5	1,5	1,5	1,5	0,5
7	13	4,5	2,5	2	2	1,5	1
8	15	5	2,5	2,5	2,5	1,5	1
10	17	6	3	3	3	2	1
12	20	7	3,5	3,5	3,5	2	1

Der Schlitz ist im Grunde
wagerecht durchzuführen

Dezember 1917

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

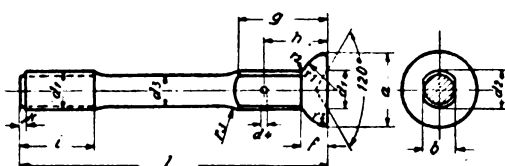
SCHRAUBEN- NORMEN

Flugnorm
8
Mutter

Auss.Gewinde ϕ	Schlüssel Weite	Mutter h	Kronenmutter				
			h ₁	d ₁	a	b	c
2	6	3					
3	6	3					
4	7	4	4	1,5	7	1,5	1,5
5	8	4,5	5	2	7	1,5	2
6	10	5,5	6	3	9	2	2
7	13	6	7	4	10	2	2,5
8	13	7	8	4	12	2,5	2,5
10	16	8,5	10	4	15	2,5	2,5
12	19	10	12	5	18	3	3
14	21	11	14	6	20	3	3,5
16	23	12	16	6	21	3,5	3,5
18	26	14	18	6	24	3,5	3,5
20	29	15	20	7	27	3,5	3,5
22	32	17	22	7	30	4	4,5
24	35	19	24	7	33	4	4,5

Juli 1918

September 1918.



Be- rech- nung	Gesamtlänge l				Gewinde			Schaft		Kugelbolzen										
	Nr	kurz	mittel	lang	Tol.	d ₁	i	R	d ₃	Quer- schnitt	d ₂	d ₄	a	b	f	g	h	r ₁	r ₂	r ₃
3	36	36	42			3	12±0,1	10	22±0,05	3,8	45±0,1	12±0,1	11±0,1	35±0,1	40±0,1	150±0,2	110±0,2	6	0,1	0,3
4	40	46	60			4	13±0,1	10	29±0,05	6,6	50±0,1	12±0,1	11±0,1	35±0,1	40±0,1	150±0,2	110±0,2	6	0,1	0,3
5	46	56	76			5	14±0,1	10	38±0,05	11,3	70±0,1	12±0,1	13±0,1	50±0,1	45±0,1	175±0,2	125±0,2	7	0,1	0,6
6	48	60	86	B7,3		6	15±0,1	10	45±0,05	15,9	70±0,1	16±0,1	13±0,1	50±0,1	45±0,1	175±0,2	125±0,2	7	0,1	0,6
7	54	68	96	100	mm	7	16±0,1	10	55±0,05	23,7	85±0,1	16±0,1	15±0,1	70±0,1	50±0,1	200±0,2	140±0,2	8	0,1	0,8
8	72	106	140	150	mm	8	17±0,1	10	61±0,1	29,2	85±0,1	16±0,1	15±0,1	70±0,1	50±0,1	200±0,2	140±0,2	8	0,1	0,8
9	78	110	150	160	mm	9	18±0,1	15	71±0,1	39,6	10±0,1	16±0,1	18±0,1	85±0,1	65±0,1	230±0,2	165±0,2	10	0,1	1,0
10	80	110	160	170	mm	10	19±0,1	15	77±0,1	46,6	10±0,1	16±0,1	18±0,1	85±0,1	65±0,1	230±0,2	165±0,2	10	0,1	1,0
12	88	118	170	180	mm	12	21±0,1	15	94±0,1	69,4	13±0,1	22±0,1	23±0,1	115±0,1	80±0,1	280±0,2	200±0,2	12	0,1	1,0
14	90	120	180	190	mm	14	23±0,1	15	110±0,1	95,0	14±0,1	22±0,1	25±0,1	115±0,1	80±0,1	280±0,2	200±0,2	14	0,1	1,0
16	100	130	200	210	mm	16	26±0,1	20	130±0,1	132,7	16±0,1	22±0,1	31±0,1	125±0,1	115±0,1	345±0,2	265±0,2	16	0,1	1,5
18	102	132	202	212	mm	18	28±0,1	20	142±0,1	158,4	18±0,1	22±0,1	33±0,1	125±0,1	115±0,1	345±0,2	265±0,2	18	0,1	1,5
20	112	142	212	222	mm	20	30±0,1	20	162±0,1	206,1	20±0,1	22±0,1	39±0,1	125±0,1	115±0,1	420±0,2	320±0,2	20	0,1	1,5
22	114	144	214	224	mm	22	32±0,1	20	182±0,1	260,1	22±0,1	22±0,1	41±0,1	125±0,1	115±0,1	420±0,2	320±0,2	22	0,1	1,5

Die Spannschlosskugeln werden nur mit Linksgewinde ausgeführt.

Gewichtserleichterung durch Eindrehen in den Kopf nach Angabe obiger Zeichnung (---) zulässig.

Normen Ausschuss
der
FlugzeugindustrieSPANNSCHLOSS-
KUGEL

Flugnorm 14

Normen Ausschuß der Rüstungsindustrie	<h1 style="margin: 0;">Kauschen</h1>	Flugnorm 9
---	--------------------------------------	------------

Bezeichnung	Zugehöriges Seil ϕ	D mm	l mm	f mm	s mm	b mm	Breite des Blechstreifens mm	r mm
Nr 4	2,2	7	11	2,4	0,5-0,05	3,4-0,2	5	1,5
Nr 5	3,2	8	13	3,4	0,5	4,4-0,2	6,5	1,5
Nr 6	3,6	9	15	3,8	0,75	5,3-0,2	7,5	1,5
Nr 7	4,2 4,8	10	17	5,0	0,75	6,5-0,2	9,5	1,5
Nr 8	5,4	11	19	5,6	1,0	7,6-0,2	11	2
Nr 9	6	12	22	6,3	1,0	8,3-0,3	12	2
Nr 10	6,8	13	24	7,1	1,25	9,6-0,3	13,5	2
Nr 12	7,5 8,7	15	27	9,0	1,25	11,5-0,3	16,5	3
Nr 14	9,8	18	33	10,1	1,5	13,1-0,3	19	3
Nr 16	10,7 11,5	19	38	11,9	1,5	14,9-0,4	22	3
Nr 18	12,6	21	42	13	1,75	16,5-0,4	24,5	4
Nr 20	15	23	46	15,4	1,75	18,9-0,4	28	4
Nr 22	17	25	50	17,4	1,75	20,9-0,4	31	4

Das Maß h der Rinne folgt aus der Blechbreite

Dezember 1917

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

**Holzschrauben
Drahtstifte**

Flugnorm 10

Holzschrauben.

Rundkopf						
Längen	Nº	Nº	Nº	Nº	Nº	Nº
7 mm	13	18	21	24		
10	16	18	24	30		
13	21	24	27	30		
17	24	30	36			
20	21	24	27	30	36	42
25	24	30	36	42		

Flachkopf						
Längen	Nº	Nº	Nº	Nº	Nº	Nº
5 mm	13					
7	13	18	21	24		
10	13	18	21	24	30	
13	18	21	24	30		
17	24	27	30	36		
20	24	30	36	42		
25	30	36	46			
30	33					
32	30	36	46			
40	36	46	54			
50	39	46	54	62		
60	54	62	70			
70	62					
80	62	70				

Die Zahlen unter N^o bedeuten Zehntel-Millimeter.

Drahtstifte.

Durchm.	Länge	Bezeichnung
0,7 mm	7 mm	Nº 7/7
0,8	10	8/10
1,4	10	14/10
0,7	13	7/13
1,0	13	10/13
0,9	15	9/15
1,0	20	10/20
1,2	20	12/20
1,3	25	13/25
1,6	35	16/35
1,8	40	18/40
2,0	40	20/40
2,2	55	22/55

März 1918

[illegible]

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Rohrverschraubungsnormen

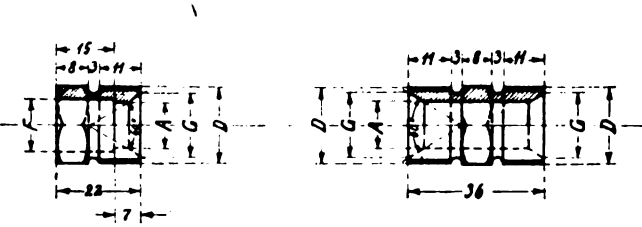
Flugnorm 16
Lötverbindung

Rohr	Rohrkopf				
auß. Licht Ø Weite	F	A	B	E	
6	4	6 ^{+0.2} _{+0.3}	4	8 ^{-0.05} _{-0.2}	10
8	6	8 ^{+0.2} _{+0.3}	6	10 ^{-0.05} _{-0.2}	12
10	8	10 ^{+0.2} _{+0.3}	8	12 ^{-0.05} _{-0.2}	14
12	10	12 ^{+0.2} _{+0.3}	10	14 ^{-0.05} _{-0.2}	16
14	12	14 ^{+0.2} _{+0.3}	12	16 ^{-0.05} _{-0.2}	18
16	14	16 ^{+0.2} _{+0.3}	14	18 ^{-0.05} _{-0.2}	20
20	18	20 ^{+0.2} _{+0.3}	18	22 ^{-0.05} _{-0.2}	24
25	23	25 ^{+0.2} _{+0.3}	23	27 ^{-0.05} _{-0.2}	29
30	28	30 ^{+0.2} _{+0.3}	28	32 ^{-0.05} _{-0.2}	34
35	33	35 ^{+0.2} _{+0.3}	33	37 ^{-0.05} _{-0.2}	39
40	38	40 ^{+0.2} _{+0.3}	38	42 ^{-0.05} _{-0.2}	44
45	43	45 ^{+0.2} _{+0.3}	43	47 ^{-0.05} _{-0.2}	49
50	48	50 ^{+0.2} _{+0.3}	48	52 ^{-0.05} _{-0.2}	54
60					
70					
80					
100					

Ueberwurfmutter				
C	Gewinde D	Steig H	SW	
8 ^{+0.05} _{+0.2}	STF 12	1,25	15	16
10 ^{+0.05} _{+0.2}	" 14	1,25	17	19
12 ^{+0.05} _{+0.2}	" 16	1,25	19	19
14 ^{+0.05} _{+0.2}	" 18	1,5	21	21
16 ^{+0.05} _{+0.2}	" 20	1,5	23	23
18 ^{+0.05} _{+0.2}	" 22	1,5	25	26
22 ^{+0.05} _{+0.2}	STFF 26	1,5	29	29
27 ^{+0.05} _{+0.2}	" 32	1,5	35	35
32 ^{+0.05} _{+0.2}	" 36	1,5	39	42
37 ^{+0.05} _{+0.2}	" 42	1,5	45	46
42 ^{+0.05} _{+0.2}	" 46	1,5	49	50
47 ^{+0.05} _{+0.2}	" 52	1,5	53	54
52 ^{+0.05} _{+0.2}	" 56	1,5	59	58

Februar 1918

Februar 1918

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie		Rohrverschraubungsnormen				Flugnorm 17 Anschlussstücke	
							
Rohr	Einfaches Anschlussstück	Doppelstück					
auß. Licht Ø Weite	F	A	Gewinde D	Steig G SW	A	Gewinde D	Steig G SW
6	4	6	STF 12	1,25 9 13	4	STF 12	1,25 9 13
8	6	8	" 14	1,25 11 16	6	" 14	1,25 11 16
10	8	10	" 16	1,25 13 16	8	" 16	1,25 13 16
12	10	12	" 18	1,5 15 19	10	" 18	1,5 15 19
14	12	14	" 20	1,5 17 21	12	" 20	1,5 17 21
16	14	16	" 22	1,5 19 23	14	" 22	1,5 19 23
20	18	20	STFF 26	1,5 23 26	18	STFF 26	1,5 23 26
25	23	25	" 32	1,5 28 32	23	" 32	1,5 28 32
30	28	30	" 36	1,5 33 38	28	" 36	1,5 33 38
35	33	35	" 42	1,5 38 42	33	" 42	1,5 38 42
40	38	40	" 46	1,5 43 46	38	" 46	1,5 43 46
45	43	45	" 52	1,5 48 54	43	" 52	1,5 48 54
50	48	50	" 56	1,5 53 58	48	" 56	1,5 53 58
60							
70							
80							
100							

Februar 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Rohrverschraubungsnormen

Flugnorm 19
Flanschstück

Rohr		Flanschstück						
auß. Licht Ø Weite	F	A	Gewinde D	Steig G	T	M	B	Werte ang.
6 4	6 ^{+0,2} _{-0,3}	4	STF 12	1,25 9	19 9	28	4	
8 6	8 ^{+0,2} _{-0,3}	6	" 14	1,25 11	21 11	30	4	
10 8	10 ^{+0,2} _{-0,3}	8	" 16	1,25 13	23 13	32	6	
12 10	12 ^{+0,2} _{-0,3}	10	" 18	1,5 15	25 15	34	6	
14 12	14 ^{+0,2} _{-0,3}	12	" 20	1,5 17	27 17	36	6	
16 14	16 ^{+0,2} _{-0,3}	14	" 22	1,5 19	29 19	38	6	
20 18	20 ^{+0,2} _{-0,3}	18	STFF 26	1,5 23	33 23	42	8	
25 23	25 ^{+0,2} _{-0,3}	23	" 32	1,5 28	38 28	47	8	
30 28	30 ^{+0,2} _{-0,3}	28	" 36	1,5 33	43 33	52	10	
35 33	35 ^{+0,2} _{-0,3}	33	" 42	1,5 38	48 38	57	10	
40 38	40 ^{+0,2} _{-0,3}	38	" 46	1,5 43	53 43	62	12	
45 43	45 ^{+0,2} _{-0,3}	43	" 52	1,5 48	58 48	67	12	
50 48	50 ^{+0,2} _{-0,3}	48	" 56	1,5 53	63 53	72	12	
60								
70								
80								
100								

März 1918

März 1918

Normen-Ausschuß
der
Flugzeug-Industrie

GEZOGENE UND GESCHWEISSTE RUNDROHRE

Flugnorm 15

d_a = Äußerer Durchmesser in mm
 d_i = Innerer
 s = Wandstärke in mm

Sämtliche Rohre sind geschweißt, die stark umrahmten auch nahtlos gezogen zu haben.
Geschweißte Rohre sind für auf Drehung beanspruchte Teile nicht zu verwenden.
Festigkeit über 40 kg/mm² Dehnung über 12 %

$s =$	0,5	1,0	1,2	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	5,0				
d_a	d_a	d_i	d_a	d_i	d_a	d_i	d_a	d_i	d_a	d_i			
6	6	5	6	4									
8	8	7	8	6									
10	10	9	10	8		10	6	10	5				
12	12	11	12	10		12	8						
14			14	12		14	10						
16	16	15	16	14		16	13	16	12				
18			18	16									
20	20	19	20	18		20	17						
22			22	20									
25	25	24	25	23		25	22			25	15		
27			27	25									
30	30	29	30	28		30	27	30	26		30	20	
35			35	33		35	32						
40			40	38	40	37	40	37			40	30	
45			45	43	45	42	45	42					
50			50	48	50	47	50	47			50	40	
55			55	53		55	52						
60					60	57	60	56	60	55		60	50
62											62	55	
70							70	66					
72											72	65	
80							80	76	80	75	80	74	
90							90	86	90	85			
100							100	96	100	95	100	94	

Bezeichnung der Rohre: Außendurchmesser x Wandstärke, z.B. 40 x 1,5

März 19

Normen-Ausschuß der Flugzeugindustrie		Gezogene und geschweißte Rundrohre						Flugnorm 15 Rundrohre		
Die Zahlen bedeuten		das Gewicht in g/m die Fläche in mm² das Widerstandsmoment in cm³ das Trägheitsmoment in cm⁴								
		Sämtliche Rohre sind geschweißt, die stark umrahmten auch nahtlos gezogen zu haben. Geschweißte Rohre sind für auf Drehung beanspruchte Teile nicht zu verwenden.								
		Festigkeit über 40 kg/mm². Dehnung über 12%.								
Außen φ mm	Wandstärke in mm									
	0,5	1	1,2	1,5	2	2,5				
6	878 8,689 0,0110 0,00829	128 15,71 0,0170 0,00610					Toleranzen: für Wandstärke: ± 10% für Außendurchmesser: bis 30 mm : ± 0,1 mm 35—65 mm : ± 0,3 mm 70—100 mm : ± 0,5 mm			
8	92,5 11,78 0,0208 0,00832	178 21,99 0,0644 0,0187								
10	117 14,92 0,0338 0,0169	223 28,27 0,0680 0,0290			395 50,27 0,0955 0,0427	462 58,90 0,0920 0,0480				
12	142 18,06 0,0499 0,0299	271 34,56 0,0878 0,0527			498 62,88 0,186 0,0817					
14		321 40,84 0,124 0,0888			592 75,40 0,199 0,189					
16	191 24,35 0,0915 0,0732	370 47,19 0,186 0,188		588 68,83 0,227 0,182	690 87,96 0,275 0,220		3	3,5	5	
18		419 58,41 0,215 0,194								
20	240 30,63 0,148 0,146	488 59,69 0,270 0,270		834 87,18 0,275 0,275						
22		518 66,97 0,381 0,384								
25	302 38,48 0,231 0,239	592 75,40 0,486 0,544		869 110,7 0,514 0,768					848 814,2 1,535 1,689	
27		641 81,68 0,519 0,691								
30	364 46,34 0,386 0,504	714 91,11 0,689 0,959		1063 184,3 0,912 1,367	1591 175,9 1,155 1,738				3063 892,7 2,137 3,191	
35		888 106,8 0,888 1,545		1240 157,9 1,268 2,219						
40		989 122,5 1,186 2,331	1145 146,8 1,378 2,755	1425 181,4 1,833 3,367					4816 649,8 4,295 6,590	
45		1096 138,9 1,487 3,347	1296 165,1 1,761 3,968	1610 206 2,159 4,864						
50		1206 158,9 1,849 4,622	1440 184 2,192 5,490	1795 228,6 2,691 6,728					5549 708,8 7,345 18,11	
55		1332 169,6 2,294 6,186		1979 252,1 3,288 9,027						
60				2160 275,7 3,984 11,30	2880 364,4 5,114 15,54	3545 451,6 6,228 18,70			6783 868,9 10,98 32,94	
62							5049 648,2 8,908 27,62			
70					3855 497,3 7,062 24,72					
72							5918 758,9 12,80 44,29			
80					5840 490,1 9,224 27,80	4778 608,7 11,44 45,75	5897 735,7 15,46 58,57			
90					6940 562,9 11,90 58,55	5895 637,2 14,68 65,89				
100					8890 615,8 14,79 78,95	8011 765,8 18,21 91,05	7176 914,2 21,52 107,62			

Februar 1918

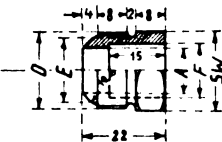
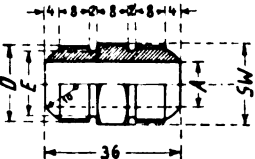
Bezeichnung der Rohre: Außendurchmesser X Wandstärke, z. B. 40 X 1,5

Anm.: Erste Fassung der Flugnorm 15.

**Normen Ausschuß
der
Flugzeugindustrie**

Rohrverschraubungsnormen

**Flugnorm 21
Anschlussstücke**

Rohr		Einfaches Anschlussstück					
DN	Nichte Weile	F	A	Gewinde D	Steig.	E	SW
6	4	6 ^{+0,2} / _{-0,3}	4	SZF 12	1,25	10	13
8	6	8 ^{+0,2} / _{-0,3}	6	" 14	1,25	12	16
10	8	10 ^{+0,2} / _{-0,3}	8	" 16	1,25	13	16
12	10	12 ^{+0,2} / _{-0,3}	10	" 18	1,5	15	19
14	12	14 ^{+0,2} / _{-0,3}	12	" 20	1,5	17	21
16	14	16 ^{+0,2} / _{-0,3}	14	" 22	1,5	19	23
20	18	20 ^{+0,2} / _{-0,3}	18	SZFF 26	1,5	23	26
25	23	25 ^{+0,2} / _{-0,3}	23	" 32	1,5	28	32
30	28	30 ^{+0,2} / _{-0,3}	28	" 36	1,5	33	38
35	33	35 ^{+0,2} / _{-0,3}	33	" 42	1,5	38	42
40	38	40 ^{+0,2} / _{-0,3}	38	" 46	1,5	43	46
45	43	45 ^{+0,2} / _{-0,3}	43	" 52	1,5	48	54
50	48	50 ^{+0,2} / _{-0,3}	48	" 56	1,5	53	58
60							
70							
80							
100							

Doppelstück					
A	Gewinde D	Steig.	E	SW	
4	SZF 12	1,25	10	13	
6	" 14	1,25	12	16	
8	" 16	1,25	13	16	
10	" 18	1,5	15	19	
12	" 20	1,5	17	21	
14	" 22	1,5	19	23	
18	SZFF 26	1,5	23	26	
23	" 32	1,5	28	32	
28	" 36	1,5	33	38	
33	" 42	1,5	38	42	
38	" 46	1,5	43	46	
43	" 52	1,5	48	54	
48	" 56	1,5	53	58	

März 1918

Name Ausschuss
 der
 Flugzeugindustrie

Vierkantstahl

Flugnorm 24

Einheits- Abmessungen, Vierkantstahl.

b = Breite in mm

d = Dicke in mm

b	d =																
	5	6,5	10	16	20	26	30	35	40	50	60	70	80	90	100	120	140
5	5																
6,5		6,5															
10		5	6,5	10													
16		5	6,5	16													
20		5	6,5	10	20												
26		5	6,5	16		26											
30		5	6,5	10	20	30											
35		5	6,5	16		26	35										
40		5	6,5	10	20	30	40										
50		5	6,5	16		26	35	50									
60			10		20	30	40	60									
70				16		26	35	50	70								
80			10		20		30	40	60	80							
90				16		26	35	50	70	90							
100			10		20		30	40	60		100						
120				16		26	35	50	70	90	120						
140					20		30	40	60	80	100	140					

Mindestfestigkeit 50 kg/mm²
 Mindestdehnung 42 vom Hunderter

April 1948

Normen Ausschuß
der
Flugzeugindustrie

Rohrverschraubungsnormen

Flugnorm 22
Klemmverbindung.

Überwurfmutter.

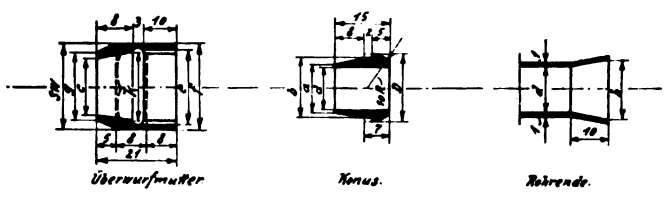
Doppelkonus

Gegenmutter.

Rohrende

Rohr		Überwurfmutter								Doppelkonus				Gegenmutter						
Aussch. Ø	Flugnorm d	Flugnorm h	Bewinde e	Steig. f	SW c	K g	d	a	b	Bewinde e	Steig. f	SW c	K g	m	h					
6	4	8	57F12	1,25	15	16	6,8	10	10	4	4,8	8	57F12	1,25	13	6,8	9,6	11		
8	6	10	" 14	1,25	17	19	8,8	12	12	6	6,8	10	" 14	1,25	16	8,8	11,6	14		
10	8	12	" 16	1,25	19	19	10,8	14	14	8	8,8	12	" 16	1,25	16	10,8	13,6	14		
12	10	14	" 18	1,5	21	21	12,8	16	16	10	10,8	14	" 18	1,5	19	12,8	15,6	17		
14	12	16	" 20	1,5	23	23	14,8	18	18	12	12,8	16	" 20	1,5	21	14,8	17,6	19		
16	14	18	" 22	1,5	25	26	16,8	20	20	14	14,8	18	" 22	1,5	23	16,8	19,6	21		
20	18	22	57F26	1,5	29	29	20,8	24	24	18	18,8	22	57F26	1,5	26	20,8	23,6	24		
25	23	27	" 32	1,5	35	35	25,8	29	29	23	23,8	27	" 32	1,5	32	25,8	28,6	30		
30	28	32	" 36	1,5	40	42	30,8	34	34	28	28,8	32	" 36	1,5	38	30,8	33,6	36		
35	33	37	" 42	1,5	46	46	35,8	39	39	33	33,8	37	" 42	1,5	42	35,8	38,6	40		
40	38	42	" 46	1,5	50	50	40,8	44	44	38	38,8	42	" 46	1,5	46	40,8	43,6	44		

April 1918

Normen Ausschuß der Flugzeugindustrie		Rohrverschraubungsnormen										Flugnorm 23 Klemmverbindung.													
																									
Rohr		Überwurfmutter										Konus													
Aussch. Ø	Flugnorm d	Flugnorm h	Bewinde e	Steig. f	SW c	K g	d	a	b	D															
6	4	8	57F12	1,25	15	16	6,8	10	10	4	4,8	8	10												
8	6	10	" 14	1,25	17	19	8,8	12	12	6	6,8	10	12												
10	8	12	" 16	1,25	19	19	10,8	14	14	8	8,8	12	14												
12	10	14	" 18	1,5	21	21	12,8	16	16	10	10,8	14	16												
14	12	16	" 20	1,5	23	23	14,8	18	18	12	12,8	16	18												
16	14	18	" 22	1,5	25	26	16,8	20	20	14	14,8	18	20												
20	18	22	57F26	1,5	29	29	20,8	24	24	18	18,8	22	24												
25	23	27	" 32	1,5	35	35	25,8	29	29	23	23,8	27	29												
30	28	32	" 36	1,5	40	42	30,8	34	34	28	28,8	32	34												
35	33	37	" 42	1,5	46	46	35,8	39	39	33	33,8	37	41												
40	38	42	" 46	1,5	50	50	40,8	44	44	38	38,8	42	46												
April 1918																									

Normen Ausschuß der Flugzeugindustrie		BAND und RUNDSTAHL										Flugnorm 25	
Einheits-Abmessungen Bandstahl													
Dicke d in mm													
mm d h mm	70	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	75	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	80	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	85	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	90	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	95	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	100	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	105	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	110	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	115	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
	120	0,5	0,7	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0					
Rundstahl													
Durchmesser in mm													
					6	7	8	9	10	11	12	13	15
75	10	20	22	24	26	28	30						
35	40	45											
50	60	70	80	90	100	120							
Mindestfestigkeit 50 kg/mm ² Mindestdehnung 18 vom Hundert													

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	Sperrholznormen	Flugnorm 26 Sperrholzplatten
--	------------------------	---------------------------------

1.) Stärken der fertigen Platten:

Sperrholzplatten: 3fach verleimt { 1.) Mitteldicke = Aussendicken
2.) Mitteldicke = 2 Aussendicken

Gesamstärke	0,6	0,8	1	1,2	1,5	2	2,5	3	3,5	4	5	6 mm
-------------	-----	-----	---	-----	-----	---	-----	---	-----	---	---	------

Sperrholzplatten: 5fach verleimt { 1.) 5 gleiche Dicken
2.) 3 Längsdicken = 2 Querdicken

Gesamstärke	5	6	7	8	10	12	15 mm
-------------	---	---	---	---	----	----	-------

2.) Plattenabmessungen:

Die Sperrplattenwerke fertigen je nach ihren Einrichtungen verschiedene Einheitsgrößen an. Um aber bei der Knappheit der Rohmaterialien auch kleinere anfallende Stücke verwerten zu können, sollen die Flugzeugwerke den Sperrplattenwerken bei ihren Bestellungen auch die kleinsten nach verwendbaren Masse mit aufgeben.

3.) Holzbeschaffenheit:

Die Fourniere müssen unbedingt gesund sein, d. h. sie dürfen nicht verstaubt, herzförmig, überhölig oder windrissig sein. Vereinzelt leicht missfarbige Streifung ist zugelassen, sofern sie nicht auf Stauchung oder Faulnis beruht.

Die Aussendicken dürfen auf 1qm höchstens 3 Aeste aufweisen. Durch Herausschlagen eines 20mm d grossen Laues müssen sämtliche durch die Astbildung unregelmässig oder ungesund gewordenen Holzteile entfernt werden können und durch ein genau passendes Stück gesunden Holzes ersetzt werden. Verwachsene Aeste, d. h. solche, die nicht herausfallen, bleiben unbehandelt.

Die Innendicken dürfen auf 1qm höchstens 5 Astlöcher oder schlechte Stellen von zusammen 1qdm aufweisen. Diese Stellen der Innendicken müssen ausgestanzt und ausgefleht werden.

In den Stossfugen müssen sich die Dickenränder gut berühren. Sie dürfen nicht klaffen oder sich überschneiden. Stossfugen müssen in den verschiedenen Dicken gegeneinander versetzt sein.

Bei Sperrplatten unter 1,2 mm Stärke darf die Mitteldicke keine Stossfuge aufweisen.

Die Mitteldicken müssen aus demselben Holze sein wie die Aussendicken, wenn es nicht ausdrücklich anders gefordert wird.

Die Faserichtung der äusseren Dicken soll gleichsinnig sein und die Faserichtung der Mitteldicken unter 90° schneiden.

4.) Kennzeichnung:

Jede einzelne Platte muss ein Zeichen tragen, an welchem der Lieferer erkennbar ist.

März 1918

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	Splinte	Flugnorm 30
--	----------------	-------------

Splint Ø d	Unter maß	Länge l													Bolzen		Loch	
		10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	Ø d1	Ø d2	Tol.		
1,0	0,1	10	15	20										4	1,2	+0,1		
1,5	0,1	10	15	20	25									5-6	1,7	+0,1		
2,0	0,1		15	20	25	30								7-10	2,2	+0,1		
2,5	0,1			20	25	30	35	40						12	2,7	+0,1		
3,0	0,1			20	25	30	35	40	45	50				14-20	3,2	+0,1		
4,0	0,1					30	35	40	45	50	60			22-24	4,5	+0,1		
5,0	0,1						35	40	45	50	60	70		26-40	5,5	+0,1		
6,0	0,2								45	50	60	70	80		6,5	+0,1		

Die stark eingerahmten Werte gehören zu den Kronenmuttern. (Flugnorm 8)

Juni 1918

August 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen										Toleranzen		Kronenmutter					Mutter		Endreibe		Sicherungs-Ring		
d	d1	R	G	L	S	d2	Stg	Bolz	Bohr	SW	H	Z	A	T	V	SW	H	d1	b	d2	ds	a	
10	5	16	08	9	6-26	20	5,8	1,25	+0,02 -0,07	+0,01 -0,01	16	8	4	15	3,5	25	16	6					
12	6	18	08	9	6-30	25	10	1,5			19	8	4	18	3,5	25	19	6					
14	7	20	08	9	6-36	25	12	1,75	+0,02 -0,07	+0,01 -0,01	21	8	4	20	3,5	25	21	6	19	12	18	1	5
16	8	22	10	10	6-40	30	14	2,0			23	8	4	21	3,5	30	23	6	21	12	20	1	5
18	9	26	10	10	6-46	30	16	2,0			26	8	4	24	3,5	30	26	6	24	12	23	1	6
20	10	28	10	10	6-50	35	18	1,5			29	8	4	27	3,5	30	29	6	27	12	26	1	6
22	11	30	15	10	8-56	35	20	1,5			32	8	4	30	3,5	30	32	6	30	12	28	1	6
24	12	32	15	10	8-60	40	22	1,5	+0,03 -0,08	+0,02 -0,02	32	8	4	30	3,5	30	32	6	30	12	28	1	6
26	13	34	15	10	8-66	40	24	1,5			35	8	4	33	3,5	30	35	6	32	12	30	1	6
28	14	36	15	10	8-70	50	26	1,5			38	8	4	36	3,5	30	38	6	35	12	33	1	6
30	15	38	15	11	8-76	50	28	1,5			38	8	4	36	3,5	35	38	6	35	12	33	1	6
32	16	42	20	11	10-80	60	30	1,5			42	8	4	40	3,5	35	42	6	39	12	37	1	6
34	17	44	20	11	10-86	60	32	1,5			48	8	4	44	3,5	35	46	6	43	12	41	1	8
36	18	46	20	11	10-90	60	34	1,5	+0,03 -0,08	+0,03 -0,08	50	8	4	48	3,5	35	50	6	47	12	45	1	8
38	19	48	20	11	10-96	60	36	1,5			50	8	4	48	3,5	35	50	6	47	12	45	1	8
40	20	50	20	11	10-100	60	38	1,5			54	8	4	52	3,5	35	54	6	51	12	49	1	8

Flugnorm 31

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen-Normen

Flugnorm 32

Bolzen									Scheibe		Splint	Toleranzen Bohrn. Bohr.			
d	d ₁	d ₂	D	K	l	m	s	R	D ₁	D ₂	S ₁	d ₃	L		
3		12	6	2,5	4-10	4,1	1,5	0,5	10	3,3	10	10			
4		12	7	2,5	4-10	4,1	1,5	0,5	10	4,3	10	10		-0,01	+0,01
5		12	8	3,0	4-12	4,85	1,5	0,5	12	5,3	10	15		-0,06	-0,01
6		17	10	3,0	4-16	5,95	2	0,5	12	6,3	15	15			
8		22	12	4,0	6-20	6,6	2	0,8	16	8,3	15	2,0	15	-0,02	+0,04
10	5	22	16	4,0	6-26	6,6	2	0,8	18	10,3	15	2,0	15	-0,07	-0,04
12	6	27	18	5,0	6-30	8,35	2,5	0,8	22	12,3	20	2,5	20		
14	7	32	20	5,0	6-36	8,6	2,5	0,8	24	14,3	20	3,0	20	-0,02	+0,04
16	8	32	22	5,0	6-40	8,6	3	1	26	16,3	20	3,0	25	-0,07	-0,02
18	9	32	26	5,0	6-46	8,6	3	1	30	18,3	20	3,0	25		
20	10	45	28	6,0	8-50	10,1	3,5	1	32	20,3	25	3,0	30		
22	11	45	30	6,0	8-56	10,75	3,5	1,5	34	22,3	25	4,0	30		
24	12	45	32	7,0	8-60	11,75	4	1,5	36	24,3	25	4,0	35	-0,03	+0,02
26	13	55	34	7,0	8-66	11,75	4	1,5	38	26,3	25	4,0	35	-0,08	-0,02
28	14	55	36	7,0	8-70	13,25	5	1,5	40	28,3	35	5	35		
30	15	55	38	7,0	8-76	13,25	5	1,5	42	30,3	35	5	40		
32	16	55	42	7,0	10-80	13,25	6	2	44	32,3	35	5	40		
34	17	55	44	7,0	10-86	13,25	6	2	46	34,3	35	5	45		
36	18	55	46	8,0	10-90	14,25	6	2	48	36,3	35	5	45	-0,03	+0,02
38	19	55	48	8,0	10-96	14,25	6	2	50	38,3	4	5	50	-0,03	-0,02
40	20	55	50	8,0	10-100	14,25	6	2	52	40,3	4	5	50		

Länge l von
2 zu 2 mm
abgeschuif

Der einpunktete Kopf gilt als zu empfehlende Norm

Mai 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen-Normen

Flugnorm 33

Bolzen							Scheibe			Splint	Toleranzen		
d	d1	d2	R	K	m	L	s	D	D1	d3	L	Bohr.	Bohr.
3		12	0,5	2,5	4,1	4-10	4,0	10	3,3	10	10		
4		12	0,5	2,5	4,1	4-10	4,0	10	4,3	10	10		
5		17	0,5	3,0	4,85	4-12	4,0	12	5,3	15	10		
6		17	0,5	3,0	5,95	4-16	4,5	12	6,3	15	10		
8		22	0,8	4,0	6,6	6-20	1,5	16	8,3	2,0	15		
10	5	22	0,8	4,0	6,6	6-26	1,5	18	10,3	2,0	15		
12	6	27	0,8	5,0	8,35	6-30	2,0	22	12,3	2,5	20		
14	7	32	0,8	5,0	8,6	6-36	2,0	24	14,3	3,0	20		
16	8	32	1,0	5,0	8,6	6-40	2,0	26	16,3	3,0	25		
18	9	32	1,0	5,0	8,6	6-46	2,0	30	18,3	3,0	25		
20	10	45	1,0	6,0	10,1	6-50	2,5	32	20,3	3,0	30		
22	11	45	1,5	6,0	10,75	8-56	2,5	34	22,3	4,0	30		
24	12	45	1,5	7,0	11,75	8-60	2,5	36	24,3	4,0	35		
26	13	55	1,5	7,0	11,75	8-66	2,5	38	26,3	4,0	35		
28	14	55	1,5	7,0	13,25	8-70	3,5	40	28,3	5	35		
30	15	55	1,5	7,0	13,25	8-76	3,5	42	30,3	5	40		
32	16	55	2,0	7,0	13,25	10-80	3,5	44	32,3	5	40		
34	17	55	2,0	7,0	13,25	10-86	3,5	46	34,3	5	45		
36	18	55	2,0	8,0	14,25	10-90	3,5	48	36,3	5	45		
38	19	55	2,0	8,0	14,25	10-96	4,0	50	38,3	5	50		
40	20	55	2,0	8,0	14,25	10-100	4,0	52	40,3	5	50		

1. Länge l von
2 zu 2 mm
abgeschuif

Der einpunktete Kopf gilt als zu empfehlende Norm

Mai 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen-Normen

Flugnorm 34
Tragbolzen

d	d1	d2	P	MS	H	m	l	g	H	m	SW	R	Toleranzen Bolzen	Toleranzen Nuten
20	40	37	16	10	12	50	11	5	9	29	45			
22	44	41	18	11	12	56	11	5	9	32	45			
24	48	45	20	12	12	60	11	5	9	35	45		-0.03 +0.02	
26	52	49	22	13	12	66	11	5	9	38	45		-0.03 +0.02	
28	56	53	24	14	12	70	11	5	9	41	45			
30	60	57	26	15	12	76	12	6	10	44	45			
32	64	61	28	16	12	80	12	6	10	47	45			
34	68	65	30	17	12	86	12	6	10	50	45			
36	72	69	32	18	12	90	12	6	10	53	45		-0.03 +0.02	
38	76	73	34	19	12	96	12	6	10	56	45		-0.03 +0.02	
40	80	77	36	20	12	100	12	6	10	59	45			
Länge l von 2 zu 2 mm abgeschuif														

Juni 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen-Normen

Flugnorm 35

Rohrbolzen

Bolzen									Scheibe			Splint		Toleranzen	
d	d ₁	d ₂	D	R	s	K	m	l	s ₁	D ₁	D ₂	d ₃	L	Bolz.	Bohr.
3	2	12	7	05	05	25	4,1	4-10	1,0	10	33	1,0	10		
4	3	12	8	05	05	25	4,1	4-10	1,0	10	4,3	1,0	10	-0,01	+0,01
5	4	17	8	05	05	30	4,85	4-12	1,0	12	5,3	1,5	10	-0,01	+0,01
6	5	17	10	05	05	30	5,35	4-16	1,5	12	6,3	1,5	10		
8	6	22	13	08	1	40	6,6	6-20	1,5	16	8,3	2,0	15	-0,02	+0,01
10	8	22	15	08	1	40	6,6	6-26	1,5	18	10,3	2,0	15	-0,02	+0,01
12	10	27	17	08	1	50	8,35	6-30	2,0	22	12,3	2,5	20		
14	12	32	20	08	1	50	8,6	6-36	2,0	24	14,3	3,0	20	-0,02	+0,01
16	14	32	22	10	1	50	8,6	6-40	2,0	26	16,3	3,0	25	-0,02	+0,02
18	16	32	25	10	1	50	8,6	6-46	2,0	30	18,3	3,0	25		
20	18	32	27	10	1	60	10,1	6-50	2,5	32	20,3	3,0	30		
22	20	45	30	15	1	60	10,75	8-56	2,5	34	22,3	4,0	30		
24	22	45	32	15	1	70	11,75	8-60	2,5	36	24,3	4,0	35	-0,03	+0,02
26	24	45	35	15	1	70	11,75	8-66	2,5	38	26,3	4,0	35	-0,03	+0,02
28	26	55	37	15	1	70	13,25	8-70	3,5	40	28,3	5	35		
30	28	55	40	15	1	70	13,25	8-76	3,5	42	30,3	5	40		
32	30	55	42	2	1	70	13,25	10-80	3,5	44	32,3	5	40		
34	32	55	45	2	1	70	13,25	10-86	3,5	46	34,3	5	45		
36	34	55	47	2	1	80	14,25	10-90	3,5	48	36,3	5	45	-0,03	+0,02
38	36	55	50	2	1	80	14,75	10-96	4	50	38,3	5	50	-0,03	+0,02
40	38	55	52	2	1	80	14,75	10-100	4	52	40,3	5	50		

Die angekreuzten Größen sind aus Spezial-Material herzustellen.

abgeschliffen 2 zu 2 mm

Der eingepunktete Kopf gilt als zu empfehlende Norm.

Mai 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

Bolzen-Normen

Flugnorm 36

Rohrbolzen

Bolzen						Scheibe			Splint		Toleranzen	
d	d1	d2	K	m	l	s	D	D1	d3	L	Bolz	Bohr
x 3	2	12	25	4,1	4-10	1,0	10	3,3	1,0	10		
x 4	3	12	25	4,1	4-10	1,0	10	4,3	1,0	10	-0,01	+0,01
x 5	4	17	30	4,85	4-12	1,0	12	5,3	1,5	10	-0,01	+0,01
6	5	17	30	5,35	4-16	1,5	12	6,3	1,5	10		
8	6	22	40	6,6	6-20	1,5	16	8,3	2,0	15	-0,02	+0,01
10	8	22	40	6,6	6-26	1,5	18	10,3	2,0	15	-0,02	+0,01
12	10	27	50	8,35	6-30	2,0	22	12,3	2,5	20		
14	12	32	50	8,6	6-36	2,0	24	14,3	3,0	20	-0,02	+0,01
16	14	32	50	8,6	6-40	2,0	26	16,3	3,0	25	-0,02	+0,02
18	16	32	50	8,6	6-46	2,0	30	18,3	3,0	25		
20	18	32	60	10,1	6-50	2,5	32	20,3	3,0	30		
22	20	45	60	10,75	6-56	2,5	34	22,3	4,0	30		
24	22	45	70	11,75	8-60	2,5	36	24,3	4,0	35	-0,03	+0,02
x 26	24	45	70	11,75	8-66	2,5	38	26,3	4,0	35	-0,03	+0,02
x 28	26	55	70	13,25	8-70	3,5	40	28,3	5	35		
30	28	55	70	13,25	8-76	3,5	42	30,3	5	40		
x 32	30	55	70	13,25	10-80	3,5	44	32,3	5	40		
x 34	32	55	70	13,25	10-86	3,5	46	34,3	5	45		
x 36	34	55	80	14,25	10-90	3,5	48	36,3	5	45	-0,03	+0,02
x 38	36	55	80	14,75	10-96	4	50	38,3	5	50	-0,03	+0,02
40	38	55	80	14,75	10-100	4	52	40,3	5	50		

abgeschliffen
2 zu 2 mm

Die angekreuzten Größen sind aus Spezial-Material herzustellen.
Der eingepunktete Kopf gilt als zu empfehlende Norm.

Juni 1918

Normen Ausschuss
der
Flugzeugindustrie

ÖSENBOLZEN

Flugnorm 37

Bezeichnung No	Länge		Gewinde		Schaft		Öse																	Tol. für zelt. Abweichung d. Bohr. d ₄
	l	Tol.	d ₁	l	K	d ₂	Quer schnitt	e	d ₃	d ₄	A	B	a	b	c	r ₁	r ₂	r ₃	r ₄	r ₅	r ₆	r ₇	x	
3	20-80	3		10±0,10	10	22±0,10	38	4	28	5±0,2	3±0,1	6±0,1	35±0,2	6±0,1	4±0,1	10	5	26	10	35-02	05	05	10	0,1
4	20-80	4		12±0,10	10	29±0,10	66	6	34	7±0,2	4±0,1	8±0,1	45±0,2	8±0,1	5±0,1	10	6	36	10	35-02	08	05	14	0,1
5	20-100	5		14±0,10	10	38±0,10	113	8	40	9±0,2	5±0,1	10±0,1	55±0,2	9±0,1	6±0,1	15	8	48	10	40-02	10	10	18	0,1
6	20-100	6		16±0,10	10	45±0,10	159	10	46	10±0,2	6±0,1	12±0,1	60±0,2	10±0,1	7±0,1	15	9	60	10	45-02	10	10	20	0,1
7	40-120	7		20±0,10	10	55±0,10	237	12	54	12±0,2	7±0,1	15±0,1	70±0,2	12±0,1	9±0,1	15	11	70	15	50-02	10	10	20	0,1
8	40-120	8		22±0,10	10	61±0,10	292	12	56	14±0,2	8±0,1	16±0,1	80±0,2	13±0,1	9±0,1	20	12	72	15	55-03	10	10	25	0,1
10	60-140	10		24±0,10	15	77±0,10	466	14	62	18±0,2	10±0,2	20±0,2	10±0,2	16±0,1	11±0,1	20	15	96	15	65-03	15	15	30	0,3
12	60-140	12		28±0,10	15	94±0,10	694	16	70	20±0,2	12±0,2	24±0,2	12±0,2	19±0,2	14±0,2	25	18	116	15	75-03	15	15	40	0,3
14	80-160	14		30±0,10	15	110±0,10	950	18	76	22±0,2	14±0,2	28±0,2	14±0,2	22±0,2	16±0,2	25	21	130	20	90-03	20	15	40	0,3
16	80-160	16		34±0,10	20	130±0,10	1327	20	84	25±0,2	16±0,2	32±0,2	15±0,2	25±0,2	19±0,2	25	24	144	20	95-04	20	20	45	0,3
18	80-160	18		38±0,10	20	142±0,10	1584	22	92	28±0,2	18±0,2	36±0,2	17±0,2	28±0,2	21±0,2	30	27	168	20	105-04	20	25	45	0,5
20	80-160	20		40±0,10	20	162±0,10	2061	24	98	32±0,2	20±0,2	42±0,2	18±0,2	32±0,2	25±0,2	30	31	196	20	115-04	30	20	50	0,5
22	80-160	22		44±0,10	20	182±0,10	2691	26	106	34±0,2	22±0,2	46±0,2	20±0,2	36±0,2	28±0,2	30	34	208	20	125-04	30	20	55	0,5

länge l abgeschliffen
bis 100 mm 2-2 mm
abgerundet 5-5 mm

Septem ber 1918.

Normen-Ausschuß der Flugzeug-Industrie	DURCHMESSER DER LEITUNGSROHRE IM FLUGZEUG	Flugnorm 41
--	--	-------------

Die Außendurchmesser gelten mit Rücksicht auf den Anschluß der Verbindungsstücke als feste Norm.

Als Wandstärke ist 1 mm zu Grunde gelegt, jedoch sind begründete Abweichungen davon zulässig.

Die Norm gilt für beliebige Baustoffe.

Lichte Weite LW	Außen- ϕ d
4	6
6	8
8	10
10	12
12	14
14	16
18	20
23	25
28	30

Lichte Weite LW	Außen- ϕ d
33	35
38	40
Der erforderlichen Wandstärke entsprechend.	45
	50
	60
	70
	80
	100

OKC 1910.

Okt. 1918.

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	Cellon Triplexglas	Flugnorm 49	
<u>Cellonplatten und Cellonrohre</u>			
Stärken m/m	Gewicht von 1 qdm. in gr.	Gewicht für eine Tafel von 60x140 cm in gr.	Tafelgröße in cm²
0,5	7	600	60 x 140
1,0	14	1200	60 x 140
1,5	21,5	1800	60 x 140
2,0	28,5	2400	60 x 140
2,5	35,5	3000	60 x 140
3,0	43	3600	60 x 140
3,5	50,0	4200	60 x 140
Toleranz: ± 10% der Plattenstärken			
<u>Cellonrohre</u>			
Außen Ø m/m	lichte Weite m/m	Gewicht pro l. d. m. in gr.	Länge in cm
14	10	80	100 ÷ 150
Die Lieferung kann von 0,5 mm Wandstärke in jeder beliebigen Größe erfolgen			
<u>Triplex-Glas</u>			
Stärken m/m	Tafelgröße cm²		
3-4	60 x 140		
5-6	60 x 140		
6-7	60 x 140		
Juli 1918			

September 1918.		Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	
		<p>GABELBOLZEN</p>	
Bezeichnung No	Länge l	Gewinde d ₁ l k d ₂	Schaft d ₃ a b c f g w m r ₁ r ₂ r ₃ r ₄ x
3 20-80	3	10 \pm 0,5 10 22 \pm 0,5 38	4 28 40 \pm 0,5 8 \pm 0,1 6 \pm 0,1 5 \pm 0,2 5 \pm 0,2 10 \pm 0,1 2 \pm 0,1 8 \pm 0,1 6 34 6 0,5 0,1
4 20-80	4	12 \pm 0,5 10 29 \pm 0,5 66	6 34 44 \pm 0,5 9 \pm 0,1 7 \pm 0,1 6 \pm 0,2 5 \pm 0,3 10 \pm 0,1 2 \pm 0,1 8 \pm 0,1 7 46 7 0,5 0,1
5 20-100	5	14 \pm 0,5 10 38 \pm 0,5 113	8 40 52 \pm 0,5 11 \pm 0,1 9 \pm 0,1 8 \pm 0,2 6 \pm 0,3 12 \pm 0,1 3 \pm 0,1 10 \pm 0,1 8 56 8 1,0 0,1
6 20-100	6	16 \pm 0,5 10 45 \pm 0,5 159	10 46 62 \pm 0,5 14 \pm 0,1 11 \pm 0,1 10 \pm 0,2 8 \pm 0,3 14 \pm 0,1 4 \pm 0,1 12 \pm 0,1 10 66 10 1,0 0,1
7 40-120	7	20 \pm 0,5 10 55 \pm 0,5 237	12 56 72 \pm 0,5 16 \pm 0,1 13 \pm 0,1 12 \pm 0,2 9 \pm 0,3 17 \pm 0,1 5 \pm 0,1 14 \pm 0,1 11 70 11 1,0 0,1
8 40-120	8	22 \pm 0,5 10 61 \pm 0,5 292	12 56 72 \pm 0,5 17 \pm 0,1 13 \pm 0,1 12 \pm 0,2 10 \pm 0,3 17 \pm 0,2 5 \pm 0,1 14 \pm 0,1 12 76 12 1,0 0,1
10 60-140	10	24 \pm 0,5 10 77 \pm 0,5 466	14 62 82 \pm 0,5 20 \pm 0,2 15 \pm 0,2 14 \pm 0,2 12 \pm 0,3 21 \pm 0,2 6 \pm 0,1 18 \pm 0,2 14 90 14 1,5 0,1
12 60-140	12	28 \pm 0,5 10 94 \pm 0,5 694	16 70 102 \pm 0,5 24 \pm 0,2 19 \pm 0,2 18 \pm 0,4 15 \pm 0,3 26 \pm 0,2 8 \pm 0,1 22 \pm 0,2 17 104 17 1,5 0,1
14 80-160	14	30 \pm 0,5 10 110 \pm 0,5 950	18 76 102 \pm 0,5 28 \pm 0,2 19 \pm 0,2 18 \pm 0,4 17 \pm 0,6 26 \pm 0,2 8 \pm 0,1 22 \pm 0,2 19 110 19 1,5 0,1
16 80-160	16	34 \pm 0,5 10 130 \pm 0,5 1327	20 84 142 \pm 0,5 34 \pm 0,2 27 \pm 0,2 26 \pm 0,4 21 \pm 0,6 35 \pm 0,3 12 \pm 0,1 30 \pm 0,3 24 144 24 2,0 0,1
18 80-160	18	38 \pm 0,5 10 142 \pm 0,5 1584	22 92 142 \pm 0,5 38 \pm 0,2 27 \pm 0,2 26 \pm 0,4 23 \pm 0,6 35 \pm 0,3 12 \pm 0,1 30 \pm 0,3 26 166 26 2,0 0,1
20 80-160	20	40 \pm 0,5 10 162 \pm 0,5 2061	24 98 182 \pm 0,5 42 \pm 0,2 34 \pm 0,2 33 \pm 0,4 26 \pm 0,6 42 \pm 0,3 15 \pm 0,1 36 \pm 0,3 30 176 30 2,0 0,1
22 80-160	22	44 \pm 0,5 10 182 \pm 0,5 2601	26 106 182 \pm 0,5 46 \pm 0,2 34 \pm 0,2 33 \pm 0,4 28 \pm 0,6 42 \pm 0,3 15 \pm 0,1 36 \pm 0,3 32 194 32 2,0 0,1

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	Wickellitze Bowdenzüge	Flugnorm 44
--	-----------------------------------	-------------

Wickellitze und F.T.Litze

Material: verzinkter, weicher, geglühter Eisendraht oder S-M-Stahl

Litzen Ø m/m	Anzahl der Drähte	Draht Ø m/m
0,6	7	0,2
0,8	7	0,25
1,0	7	0,35
1,2	7	0,4
1,5	7	0,5
2,0	7	0,65

Die Litze von 1,5 m/m Ø gilt auch als F. T. Litze

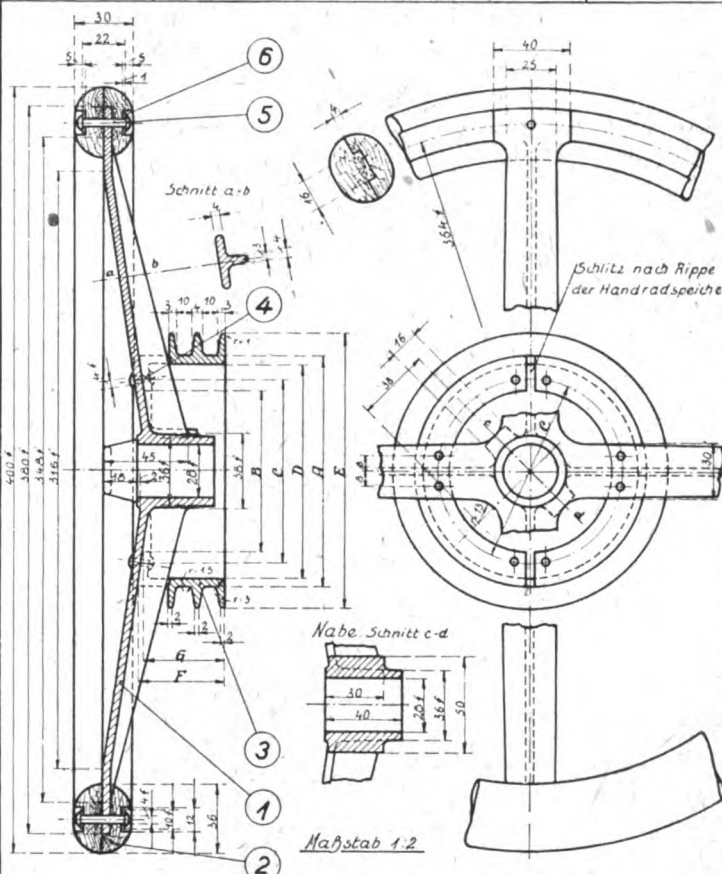
Bowdenzüge

Material: { Spirale = Stahldraht
Zugseil = verzinkter Gußstahldraht

Spiralen Rufen Ø m/m	Flachdraht Spirale Ø m/m	Runddraht Spirale Ø m/m	Zugseil Ø m/m	Anzahl der Drähte	Draht Ø m/m
3,75	0,6 x 0,9		1,50	19	0,30
4,4	0,8 x 1,1		1,75	19	0,35
4,0		0,8	1,50	19	0,30
4,95		1,0	1,75	19	0,35

Juli 1918

Normen-Ausschuß der Flugzeug-Industrie	HANDRAD MIT SEILSCHEIBE	Flugnorm 45
--	--	-------------

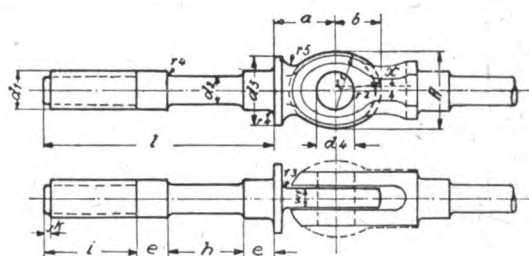


Seilscheiben-Abmessungen					
A	B	C	D	E	F
80	44	56	72	104	46
100	64	76	92	124	46
120	84	96	112	144	46
140	104	116	132	164	46

Pos.	Stk.	Gegenstand	Material	Bemerkung
6	8	Unterlegscheibe	Eisen	
5	4	Niete	Duralumin	
4	8	"	"	
3	1	Seilscheibe	Alumin-Guss	
2	1	Radkranz	Holz	2-teilig verleimt
1	1	Radkreuz	Alumin-Guss	

Maßstab 1:2

September 1918



Be- zeich- nung	Länge		Gewinde			Schaft			Öse															Tol. für Einbaulänge d. Bohr. d.
	Nº	l	Tol.	d ₁	i [*] K	d ₂	Quer- schnitt	e	d ₃	d ₄	A	a	b	w ₁	c	r ₁	r ₂	r ₃	r ₄	r ₅	x			
3	20-80		3	10±0,5	10	22 ^{+0,5 -0,4}	38	4	28	5±0,2	40 ^{+0,5 -0,4}	8+0,1	6+0,1	4+0,3	2 ^{+0,5 -0,4}	10	6	4	10	0,5	10	0,1		
4	20-80		4	12±0,5	10	25 ^{+0,5 -0,4}	66	6	34	7±0,2	41 ^{+0,5 -0,4}	10+0,1	8+0,1	5+0,3	2 ^{+0,5 -0,4}	10	8	5	10	0,5	10	0,1		
5	20-100		5	14±0,5	10	38 ^{+0,5 -0,4}	11,3	8	40	9±0,2	52 ^{+0,5 -0,4}	12+0,1	9+0,1	6+0,3	3 ^{+0,5 -0,4}	15	9	6	10	1,0	10	0,1		
6	20-100	100	6	16±0,5	10	45 ^{+0,5 -0,4}	15,9	10	46	10±0,2	62 ^{+0,5 -0,4}	14+0,1	10+0,1	7+0,3	4 ^{+0,5 -0,4}	15	10	7	10	1,0	10	0,1		
7	40-120	100	7	20±0,5	10	55 ^{+0,5 -0,4}	23,7	12	54	12±0,2	72 ^{+0,5 -0,4}	15+0,1	12+0,1	9+0,3	5 ^{+0,5 -0,4}	15	11	7	15	1,0	20	0,1		
8	40-120	100	8	22±0,5	10	61 ^{+0,5 -0,4}	29,2	12	56	14±0,2	72 ^{+0,5 -0,4}	16+0,1	13+0,1	9+0,3	5 ^{+0,5 -0,4}	20	13	8	15	1,0	20	0,3		
10	60-140	100	10	24±0,5	15	77 ^{+0,5 -0,4}	46,6	14	62	18±0,2	82 ^{+0,5 -0,4}	20+0,1	16+0,1	11+0,3	6 ^{+0,5 -0,4}	20	15	9	15	1,5	30	0,3		
12	60-140	100	12	28±0,5	15	94 ^{+0,5 -0,4}	69,4	16	70	20±0,2	102 ^{+0,5 -0,4}	24+0,1	19+0,1	14+0,3	8 ^{+0,5 -0,4}	25	18	11	15	1,5	40	0,3		
14	80-160	100	14	30±0,5	15	110 ^{+0,5 -0,4}	95,0	18	76	22±0,2	112 ^{+0,5 -0,4}	28+0,1	22+0,1	16+0,3	8 ^{+0,5 -0,4}	25	21	13	20	1,5	40	0,3		
16	80-160	100	16	34±0,5	20	130 ^{+0,5 -0,4}	132,7	20	84	25±0,2	142 ^{+0,5 -0,4}	32+0,1	25+0,1	19+0,3	12 ^{+0,5 -0,4}	30	24	14	20	2,0	45	0,3		
18	80-160	100	18	38±0,5	20	142 ^{+0,5 -0,4}	158,4	22	92	28±0,2	162 ^{+0,5 -0,4}	36+0,1	28+0,1	22+0,3	12 ^{+0,5 -0,4}	30	27	16	20	2,0	45	0,5		
20	80-160	100	20	40±0,5	20	162 ^{+0,5 -0,4}	206,1	24	98	32±0,2	182 ^{+0,5 -0,4}	42+0,1	32+0,1	25+0,3	15 ^{+0,5 -0,4}	30	31	18	20	2,0	50	0,5		
22	80-160	100	22	44±0,5	20	182 ^{+0,5 -0,4}	260,1	26	106	34±0,2	182 ^{+0,5 -0,4}	46+0,1	36+0,1	28+0,3	15 ^{+0,5 -0,4}	30	34	20	20	2,0	55	0,5		

Länge l abgemessen
bis 100 mm 2+2 mm
über 100 3+3 mm

Normen Ausschuss der Flugzeugindustrie	GABELGELENKE	Flugnorm 39
--	---------------------	-------------

rung von mehreren Personen auf große Entfernungen zu suchen. Entsprechend wird die Benutzung des Kleinflugzeuges als Privatflugzeug zurückgehen. Auf unsere großen Flugzeuge, den R-Flugzeugen, sind die von dem Vortragenden aufgestellten Forderungen nicht allgemein anwendbar, namentlich ist für R-Flugzeuge die Zerlegbarkeit des Flugzeuges nicht von gleicher Bedeutung. Wichtig dagegen ist die Normalisierung und die Typenbeschränkung im R-Flugzeugbau.

Herr Marinebaurat Engberding-Berlin führt folgendes aus: Aus der bisherigen Diskussion ergibt sich, daß sogar innerhalb der Fliegerei Meinungsverschiedenheiten darüber entstanden sind, ob das Kleinflugzeug oder das Riesenflugzeug sich für Verkehrszwecke besser eignet.

Als Luftschiffbauer weist er darauf hin, daß neben dem Flugzeug auch das Luftschiff für Verkehrszwecke in Zukunft sicher gleichfalls eine große Rolle spielen wird. Infolge der während des Krieges erforderlich gewesen Geheimplatzung besteht leider in Deutschland heute fast völlige Unkenntnis über den augenblicklichen hochentwickelten Stand des Luftschiffwesens, während z. B. die Engländer mit außerordentlichem Eifer und Interesse an die sofortige Schaffung eines Weltluftschiffverkehrs herangehen.

Die vorhandenen neuesten Marineluftschiffe können übrigens ohne weitere Vorbereitungen jederzeit den Flug über den Ozean nach Amerika antreten.

Luftschiff und Flugzeug werden sich als Verkehrsmittel in der Hauptsache nicht Konkurrenz machen, sondern sich gegenseitig ergänzen. Das Luftschiff ist das gegebene Verkehrsmittel zur Beförderung größerer Lasten über große Entfernungen namentlich aber über See oder Wüste usw., wo das Flugzeug grundsätzlich nicht mehr konkurrenzfähig ist. Ein lokaler Luftschiffverkehr innerhalb einzelner Länder ist dagegen nicht lebensfähig oder nur als Nebenbetrieb. Luftschiffverkehr bedeutet stets Weltverkehr.

Unbedingte Vorbedingung für einen Weltluftschiffverkehr ist aber die viel Kosten erfordernde Schaffung von Drehhallen oder gleichwertigen Hallenanlagen. Darauf kann nicht oft genug hingewiesen werden. Auch die Kriegsluftschiffahrt hat unter dem Fehlen dieser Einrichtungen schwer gelitten. Seit Beginn des Krieges haben die Techniker immer wieder darauf hingewiesen, daß sofort Drehhallen gebaut werden müßten. Diese Forderung wurde unter Hinweis auf die lange Bauzeit solcher Drehhallen von militärischer Seite abgewiesen, weil man es auf militärischer Seite nicht für möglich hielt, daß der Krieg so lange dauern könnte.

Der Nachteil der festen Halle ist der, daß ein Luftschiff schon bei verhältnismäßig geringem Querwinde nicht mehr mit der genügenden Sicherheit aus- und einfahren kann. Für einen Privatluftschiffverkehr ist aber Innehaltung eines bestimmten Fahrplanes Vorbedingung.

Luftschifflinien werden um so besser die Konkurrenz mit anderen Verkehrsunternehmungen aufnehmen können, je größer die zu überwindende Strecke und dadurch die zu erreichende Zeitersparnis ist. Wenn man beispielsweise mit dem Dampfer nach Südamerika etwa 16 Tage braucht und mit einem Luftschiff nur 6, so wird diese Zeitersparnis für viele Reisende, namentlich für den Großkaufmann, ausschlaggebend sein. Der höhere Fahrpreis wird dann gerne gezahlt werden. Desgleichen ist eine solche Zeitersparnis für Beförderung von Post von der allergrößten Wichtigkeit. Gerade die durch den Postverkehr erzielbaren Einnahmen werden das finanzielle Rückgrat des Luftschiffverkehrs bilden.

Bei den Marineluftschiffen sind am Schluß des Krieges Geschwindigkeiten von etwa 140 km in der Stunde erreicht worden. Eine größere Geschwindigkeit wurde nicht für erforderlich gehalten, kann aber natürlich erzielt werden. Für Handelsluftschifflinien genügen solche Geschwindigkeiten sicherlich. Die zu überwindenden Gegenwinde werden nur selten diese Werte erreichen oder übersteigen.

Die Gefahren des Luftschiffes sind kaum größer wie die eines Riesenflugzeuges. Die Knallgasgefahr kann durch geeignete Vorsichtsmaßregeln fast völlig ausgeschaltet werden. Man redet viel von besonderer Blitzgefahr für das Luftschiff. Während des Krieges hat Deutschland ein einziges Luftschiff durch Blitzschlag verloren und auch hier lagen besondere Umstände (abblasendes Schiff) vor, welche durch geeignete Maß-

nahmen ausgeschaltet werden können. Später sind noch mehrfach fahrende Luftschiffe durch Blitzschläge getroffen worden, ohne daß das irgendwelche üblen Folgen gehabt hätte. Ein Riesenflugzeug mit seinen großen Abmessungen ist übrigens ebenso viel oder ebenso wenig durch Blitzschlag gefährdet.

Nach Ansicht des Redners wird das Riesenflugzeug auch nicht in Zukunft bei längeren Fahrten und für den Transport größerer Lasten dem Luftschiff gegenüber konkurrenzfähig werden. Es scheitert das allein schon an der Frage des mizunehmenden Brennstoffes. Theoretische Diskussionen hierüber haben im übrigen heute wenig Zweck. Die Praxis wird den Beweis dafür erbringen.

Herr Professor Junkers-Dessau gibt seiner Freude Ausdruck, daß die Bedeutung des Luftschiffes und damit die Arbeit unseres Zeppelin für die Friedensluftfahrt hervorgehoben wurde. Bei seinem günstigen Verhältnis Auftrieb zu Widerstand (A/W) bleibt das Luftschiff für weite Fahrt dem Flugzeug doch noch überlegen. Große Geschwindigkeit läßt sich allerdings mit dem Flugzeug viel besser erzielen, da hier bei gleichbleibendem A/W für gleiche Wege gleiche Arbeit aufzuwenden ist, unabhängig von der Geschwindigkeit. Beim Luftschiff dagegen wächst der Widerstand ebenso wie bei Wasser- und Landfahrzeugen mindestens mit dem Quadrat der Geschwindigkeit.

Zur Frage der Baustoffe für Flugzeuge teilt der Redner mit, daß im Metallflugzeugbau günstige Erfahrungen über Dauerhaftigkeit und Wetterbeständigkeit vorliegen, die Metall als sehr geeigneten Baustoff für wirtschaftliche Verkehrsflugzeuge erscheinen lassen.

Herr Generalmajor Oschmann-Berlin tritt den Ausführungen von Herrn Marinebaurat Engberding bei und berichtet über die außerordentlich günstigen Leistungen der Militärluftschiffe während der Kriegsjahre. So ist von einem Militärluftschiff in ununterbrochener Fahrt die Strecke von rd. 7000 km unter äußerst ungünstigen Temperaturverhältnissen in 96 Stunden zurückgelegt worden. In nördlichen Breiten wäre der Aktionsradius des Schiffes noch viel besser gewesen, und im Frieden, wo man mit geringerer Belastung und mit niedriger Fahrhöhe rechnen kann, werden weitere Verbesserungen der Leistung erzielt werden können. Es unterliegt deshalb keinem Zweifel, daß ein solches Schiff heute schon das alte Problem der Überquerung des Ozeans lösen kann. Deutsche Luftschiffe sind hierzu imstande und berufen. Die allergrößten Luftverkehrslinien sind deshalb gerade die Domäne des Luftschiffes.

Für das Flugzeug muß die vorläufige Beschränkung auf enger begrenzte Aufgaben — nach Art des Automobils, als Zubringer für die großen Linien — als das erste Ziel der Verwendungs für den Verkehr bezeichnet werden. Immerhin bleibt anzustreben, daß auch das Flugzeug derart weiter entwickelt wird, daß es — in einer späteren vollkommeneren Form — für den Streckenbetrieb geeignet gemacht wird. Dieser vollkommene Typ des Flugzeuges wird wohl zunächst etwa dem G-Flugzeug nahekommen; das R-Flugzeug hat jedenfalls zurzeit noch wenig Aussicht auf eine rationelle Verwertung im Verkehr.

Herr Oberleutnant Niemann-Berlin weist darauf hin, daß die künftige Luftfahrt — insbesondere ein fahrplanmäßiger Luftverkehr — betriebssichere Navigationsinstrumente nicht entbehren kann. Als wichtigste Instrumente sind zu nennen: 1. Der Kreiselneigungsmesser, der die jeweilige Lage des Flugzeuges im Raum anzeigt und es ermöglicht, das Flugzeug während des Fluges durch Wolken und Nebel in der richtigen Lage zu halten.

2. Der Telefunken-»Flugzeug-Richtfinder«, dessen Wirkung darauf beruht, daß der Führer vermittelt der im Flugzeug eingebauten Richt-Empfangsanlage bei einfachster Handhabung durch Ablesen auf einer Skala stets die Lage der F.T.-Flughafenstation feststellen kann. Entsprechend ist zum Ausbau eines Luftverkehrs auch die Ausrüstung aller Flughäfen mit F.T.-Markierungsstationen erforderlich. Das genannte Verfahren besitzt gegenüber dem bisher gebräuchlichen F.T.-Peilverfahren wie die Kreuzpeilung, das Richt-Sende-Empfangsverfahren, der Telefunken-Kompaß usw. den Vorteil, daß der Führer ohne besondere Ausbildung jedes Luft-

fahrzeug auf große Entfernungen in den Flughafen einzu-
steuern vermag.

3. Der elektro-akustische Höhenmesser ermöglicht bei
Flughöhen unter 300 m eine genaue Höhenmessung über den
bewachsenden Boden. Durch eine Sirene erzeugte abgehackte
Töne werden mittels Schalltrichter in einen von der Ge-
schwindigkeit des Flugzeuges abhängigen Winkel gegen den
Erdboden geschickt. Die vom Boden reflektierte Schallwelle
wird im Flugzeug durch den elektro-akustischen Höhenmesser
aufgefangen und hier die akustische Welle in eine elektrische
Welle umgewandelt. Die Zeitdifferenz von abgesandter und
ankommender Welle ergibt die Flughöhe. Die letzten 5 m
über dem Erdboden werden durch einen herabhängenden Draht
bestimmt, der bei Berührung mit dem Boden im Führersitz
durch Aufleuchten einer Birne das Zeichen zum Abfangen
des Flugzeuges gibt. Das Verfahren wurde nach Angabe von
Herrn Oberleutnant Niemann bei der F.T.-Versuchsabteilung
der Idflz. ausgearbeitet.

Für die Entwicklung der Luftfahrt ist die Durchbildung
der vorhandenen Instrumente, die — nahezu abgeschlossen
— durch die Revolution unterbrochen wurde, von größter
Bedeutung. Wie die Funkentelegraphie nach diesen kurzen
Ausführungen ein wichtiges Hilfsmittel für den künftigen
Luftverkehr bildet, wird sie sich andererseits, insbesondere für
den Luftpostverkehr, durch die Ausgestaltung der drahtlosen
Schnelltelegraphie und der drahtlosen Schrift- und Bildüber-
tragung zu einem scharfen Konkurrenten auswachsen.

Die Aufgaben des Reichsluftamts.

II. Teil¹⁾.

Die praktische Anwendung der Luftfahrt.

Im letzten Absatz des I. Teiles meiner Denkschrift vom
9. Januar 1919 Nr. 136/19 habe ich eine weitere Veröffentlichung
in Aussicht gestellt, die die Frage behandeln soll, wie die vor-
handenen aus dem Kriege herrührenden Luftfahrtmittel für
die Weiterentwicklung der Luftfahrt nutzbar zu machen und
wie die Anwendungsmöglichkeiten der Luftfahrt zu erfassen
seien.

Ehe ich das Problem eingehe, schicke ich folgendes voraus:

Bisher hat sich die Tätigkeit der Geschäftsleute, Ingenieure,
Gewerbetreibenden, die Dispositionen der Privatleute usw. usw.,
soweit sie mit dem Verkehr in Berührung kommen, ausschließ-
lich nach den vorhandenen Verkehrsmitteln, den Eisenbahn-
fahrplänen, der Möglichkeit, mit einem Automobil zu fahren
usw. gerichtet, so daß die vorhandenen Verkehrsmittel und
Eisenbahnfahrpläne usw., der Telegraph, der Fernschreiber
und das Telephon, die Grundlage und die Voraussetzung für
die Abwicklung des Geschäftsverkehrs usw. waren.

An eine Erledigung der Geschäfte durch den Luftverkehr
ist kaum gedacht worden, ganz besonders deshalb nicht, weil
dem einzelnen Interessenten keine Mittel an Hand gegeben
waren, mit den Vorteilen des Luftverkehrs zu rechnen.

Die Beschaffung oder Bereitstellung eines Flugzeuges
war mit erheblichen Zeitversäumnissen verknüpft; meistens
konnten mittlerweile die Eisenbahn oder das Automobil die
betreffende Aufgabe bereits erfüllt haben.

Die Lage und Entfernung des nächsten Flugplatzes war
oft nicht bekannt.

Der einzelne Interessent wußte nicht, welche Vorberei-
tungen zum Zwecke einer Luftreise erforderlich waren.

Er war auch nur schwer oder gar nicht in der Lage, fest-
zustellen, ob, wo und welche Flugzeuge sofort für eine Luft-
reise bereitgestellt werden konnten.

In den letzten 5 Jahren war das ganze Flugwesen militä-
risch in Anspruch genommen und vor 1914 war es zivil noch
nicht so entwickelt, daß der einzelne, vielleicht an einer Luft-
reise interessierte Geschäftsmann, hoffen durfte, ihm würde
ein Flugzeug schnell genug für eine sofort notwendige Reise
zur Verfügung gestellt.

Durch die Vervielfältigung der Luftverkehrsmittel wäh-
rend des Krieges, der Flugplätze, Flugzeughallen und die hier-

mit zusammenhängenden übrigen Vorbedingungen für eine
organisierte Luftfahrt sind nunmehr die Möglichkeiten ge-
geben, solchen plötzlich auftretenden Luftverkehrsinteressen
Erfüllung zu verschaffen.

Das Flugzeug kann nunmehr in den Wirkungskreis der
geschäftlichen Dispositionen so hineingebracht werden, daß
es ebenso jede Minute und stündlich in die Erscheinung
tritt, wie das Telephon, der Telegraph, das Auto, die Eisen-
bahn.

Unter die Anwendungsmöglichkeiten des Luftverkehrs
rechne ich alle diejenigen Fälle, für die die Eisenbahnen, das
Automobil usw. mit längerer Reisedauer und erst später,
oder weil nicht vorhanden, gar nicht in Betracht kommen.

Das Flugzeug soll gewissermaßen »der Extrazug« für einen
einzelnen oder wenige Personen werden und immer dann zur
Verfügung sind, wenn andere Verkehrsmittel nicht so bald
zur Verfügung stehen, oder Automobile mit ihrer Durch-
schnittreisegeschwindigkeit nicht genügende Schnelligkeit be-
sitzen.

Außerdem für die Fälle, in denen die Zeit der Beendigung
einer geschäftlichen Unterhandlung, ohne die Abwicklung
selbst zu forcieren, zunächst nicht festgesetzt werden kann,
während andererseits nach ihrer Abwicklung sofort eine Reise-
gelegenheit bereit sein soll.

Die Beschleunigung der geschäftlichen Abwicklung er-
gibt sich aus der Gegenüberstellung der Verkehrsgeschwindig-
keiten der Eisenbahn, des Automobils und des Flugzeuges.

Ein Automobil von 70 bis 100 PS hat eine Durchschnits-
reisegeschwindigkeit zwischen 40 und 50 km, in besonderen
Fällen (Automobilrennen mit abgesperrten Straßen ausge-
nommen) von etwa 60 km.

Das Flugzeug hat eine Eigengeschwindigkeit von 150
bis 200 km und mehr in der Stunde.

Die Gelegenheiten der Anwendung der Luftfahrt restlos
zu erfassen, wird die schwerste Frage und die Hauptaufgabe
sein.

Es ist eine vielverbreitete Auffassung, daß diese Gelegen-
heiten nur geringe seien.

Man neigte bisher zu dieser Auffassung, weil man wohl
überhaupt nicht damit rechnete, ein Flugzeug in Konkurrenz
mit anderen Verkehrsmitteln anzuwenden bzw. in Vergleich
zu stellen, weil die wichtige Voraussetzung eines intensiven
Luftverkehrs fehlte, nämlich die Bereitstellung verschiedener
Flugzeugtypen an vielen Orten, und zwar in Verbindung mit
Automobilbeförderung vom und zum Flugplatz.

Ich versuche, an einigen Beispielen zu erläutern, welche
Reisegelegenheiten wir vermittelst des Luftverkehrs befriedigen
können und für welche das Flugzeug leistungsfähiger ist,
wie die andern Verkehrsmittel auf der Erde:

1. Beispiel: Nach einem durch Telefongespräch oder
Fernschreiber vorbereiteten Börsengeschäft, das jedoch nicht
zum Abschluß zu bringen ist, weil die Einsichtnahme in schrift-
liche Unterlagen und Berechnungen und eine mündliche
Rücksprache mit Sachverständigen unerlässlich erscheint, be-
steht die Wahrscheinlichkeit, dieses Geschäft durch mündliche
Rücksprache an Hand von Akten an Ort und Stelle zu günsti-
geren Bedingungen unterzubringen. Da ein zweiter Reflek-
tant, der zur Entscheidung drängt, vorhanden ist, kann es
sich nur um Stunden handeln, bis diese getroffen werden muß.
Es kann nun sofort der eine Reflektant an den Platz fliegen,
an welchem der Verkäufer und der zweite Reflektant sich be-
finden, um dort das Geschäft für sich zum Abschluß zu bringen,
was z. B. mit Rücksicht auf den feststehenden Fahrplan der
Eisenbahn vielleicht nicht möglich wäre.

2. Beispiel: Das älteste Mitglied oder Oberhaupt der
Familie wird bei einem Unglücksfall schwer verletzt; man
eröffnet ihm, daß er sein Haus bestellen möge. Zur Regelung
der Erbschaftsangelegenheiten ist eine sofortige persönliche
Rücksprache mit seinen Kindern, die in Hamburg und Breslau
leben, von großem Nutzen und der persönliche Wunsch des
Sterbenden. Auch in diesem Falle dürften sich die Söhne
ohne weiteres des Flugzeuges bedienen, um mit ihrem Vater
noch vor dem Ableben zu sprechen.

3. Beispiel: Ein Kaufmann, der in dringenden Ange-
legenheiten nach Amerika reisen muß, erreicht mit der Eisen-
bahn das nächste Schiff, das am nächsten Tage nach Amerika

¹⁾ I. Teil Heft 1/2, S. 12.

geht, nicht mehr; es gelingt ihm aber, mit einem Flugzeug noch rechtzeitig seinen Dampfer zu erreichen, oder auch, wenn er ihn mit der Eisenbahn in Hamburg verspätet hat, denselben per Flugzeug in Rotterdam einzuholen. Er gewinnt infolgedessen vielleicht sechs oder mehr Tage für seine Ankunft in Amerika.

4. Beispiel: Zwei Konkurrenten beabsichtigen, beide ein und dasselbe Geschäft in Stockholm abzuschließen. Der eine befindet sich bereits mit der Eisenbahn oder dem Dampfer auf der Reise, der andere erfährt es später und erreicht mit dem Flugzeug noch vor seinem Konkurrenten das Reiseziel und den Abschluß des Geschäfts.

5. Beispiel: Für den Abschluß eines Geschäftes ist die sofortige Herbeischaffung einer amtlich beglaubigten Unterschrift Grundbedingung. Auf telephonischen Anruf wird die Unterschrift ausgefertigt und einige Stunden später mit einem Depescheflugzeug überbracht.

6. Beispiel: Die Lebensrettung eines Kranken hängt von einer schnellen Operation ab, die nur an Ort und Stelle durch einen Spezialarzt erfolgen kann. Jede Stunde Verzögerung kann dem Kranken den Tod bringen. Der betreffende Spezialarzt wird sich, wenn ihm eine hohe Summe für sofortiges Eingreifen mit Erfolg versprochen wird, des Flugzeuges bedienen, um nicht in wenigen Stunden zu spät zu kommen.

7. Beispiel: Ein großer Künstler hat mehrere Gastspiele an verschiedenen Orten verabredet, die er mit den normalen Verkehrsmitteln nicht alle erledigen kann.

8. Beispiel: Bei der Generalversammlung eines Industrieunternehmens in Essen wird dringend die persönliche Anwesenheit des Berliner Filialleiters zum mündlichen Bericht gefordert. Der vormittags 10 Uhr ausgesprochene Wunsch kann bereits nachmittags um 2 Uhr erfüllt sein, wenn der Filialleiter von Berlin aus ein Flugzeug benutzt. Der gesamte Aufsichtsrat braucht nicht bis zum nächsten Tage zu bleiben und kann abends noch seine Entschlüsse fassen und nach Hause reisen.

9. Beispiel: Zur eiligen Aufnahme und Versendung von wichtigen Lichtbildern für Tageszeitungen und illustrierte Blätter dürfte das Flugzeug vorteilhaft zu verwenden sein.

10. Beispiel: In Nimmersatt wird ein Mensch von einem tollen Hund gebissen. Zur Rettung ist eine Schutzimpfung in einem nur in bestimmten Städten befindlichen Institut innerhalb von 12 Stunden erforderlich. Mit der Eisenbahn ist die nächste in Betracht kommende Stadt nicht mehr zu erreichen, es kann ein Flugzeug mit bestem Erfolge benutzt werden.

11. Beispiel: Am Vormittag ergibt sich vor einem Gericht bei der Hauptverhandlung das Fehlen eines der wichtigsten Entlastungszeugen. Mit dem Flugzeug kann der fehlende Zeuge von der interessierten Partei noch im Laufe einiger Stunden zur Verhandlung gebracht werden, während sonst durch Vertagung des ganzen Gerichts- und Beweisapparates große Kosten und unter Umständen schwere Schädigungen der Betroffenen entstehen.

12. Beispiel: Bei der Maschinenanlage der Pumpstation eines Bergwerks in Oberschlesien wird ein wichtiger Maschinenteil defekt. Er kann an Ort und Stelle nicht sofort ersetzt werden; die Maschinenanlage ist von einer Mannheimer Firma geliefert. Um ein tagelanges Aussetzen des Schachtes, evtl. sein Ersaufen, zu verhindern, kann ein Ersatzteil für die Pumpmaschinen mit einem in Mannheim stationierten Flugzeug mit einem Monteur der Fabrik in wenigen Stunden herangeschafft werden.

13. Beispiel: Bei Streikunruhen in den westlichen Kohlengebieten sind sofortige Verhandlungen an Ort und Stelle mit einem Regierungsmitglied aus Berlin erforderlich, um ein Anwachsen und längere Dauer des Streiks zu verhindern. Da es in diesen Fällen auf Stunden ankommt, wird als Beförderungsmittel für das Regierungsmitglied (oder die Gewerkschaftsführer) das Flugzeug in Frage kommen können.

14. Beispiel: Bei Wahlagitationen ist erforderlich, daß der Hauptkandidat einer Partei an möglichst vielen Orten zu seinen Wählern sprechen kann; er wird sich hierzu des Flugzeuges bedienen können.

15. Beispiel: Große Zeitungen, vor allen Dingen solche, die mit Mittags- oder Abendausgaben erscheinen, werden aus praktischen und Reklamegründen zum Transport ihrer Zeitungen nach benachbarten großen Städten, Badeorten usw.

Flugzeuge verwenden. Auf diese Weise kann z. B. die »B. Z. am Mittag« um 2 Uhr, das »8 Uhr Abendblatt« um 8 Uhr nachmittags in Swinemünde sein.

16. Beispiel: Einem Detektiv entkommt ein Verbrecher mit einem Zuge oder Dampfer. Bilder sind nicht vorhanden; der Verbrecher ist nur dem Detektiv bekannt. Diesem würde es durch die Benutzung eines Flugzeuges möglich sein, vor Ankunft des Zuges oder Dampfers am Bestimmungsort einzutreffen und den Verbrecher dort wieder festzunehmen.

17. Beispiel: Ein Geschäftsmann kann auf Grund dieser neuen Möglichkeiten seine Geschäfte vormittags in Berlin und nachmittags in Hamburg abwickeln. Der Vorteil, mit dem Flugzeug zu fliegen, liegt für den Geschäftsmann nicht nur in der größeren Geschwindigkeit, sondern hier hauptsächlich darin, daß er bei seinen Geschäften in Berlin nicht durch den Abgang eines bestimmten Zuges forciert ist, denn das Flugzeug wartet auf ihn, bis er seine Geschäfte in Berlin erledigt hat. Er kann im Anschluß hieran sofort nach Hamburg fliegen, um dort dieselben Geschäfte im Wiederverkauf usw. unterzubringen.

18. Beispiel: Über See, auch auf kurze Entfernungen, gestaltet sich die Anwendung des Luftverkehrs günstiger als auf dem Lande. Der Dampferverkehr ist an sich langsamer, seltener und auf einige bestimmte Routen festgelegt. Zwischen zwei durch die See getrennten Orten, die zufällig keine direkte Dampferverbindung haben, ist die Verbindung trotz relativer Nähe häufig sehr umständlich und zeitraubend. Hier kann der Luftverkehr ergänzend einspringen.

19. Beispiel: Ein fernerer Ziel des Überseeluftverkehrs ist, die Verbindung zwischen verschiedenen Staaten herzustellen zwecks schnellen Austausches von Post, hochwertiger Waren und zu eiliger Personenbeförderung.

20. Beispiel: Die Eröffnung eines Bäderluftverkehrs für die Nordsee bietet erhebliche Vorteile.

21. Beispiel: Beim Landen großer Ozeandampfer vergehen oft 3 bis 4 Stunden vom Auftauchen des Leuchtturms bis die Landungsbrücke gestreckt ist, Wasserflugzeuge können die Post und wichtige andere Mitteilungen einige Stunden vor der Landung des Dampfers an Land bringen und dort die Post vorher zur Weiterbeförderung abliefern.

22. Beispiel: Zwei Orte sind durch die üblichen Verkehrsmittel nur auf Umwegen zu erreichen, weil zwischen beiden Städten größere Gebirgsketten liegen.

Will man z. B. von Eisenach oder Fulda nach Kissingen, so ist man gezwungen, den beträchtlichen Umweg über Frankfurt a. M.—Aschaffenburg zu wählen und mehr als einen Tag unterwegs zu sein, während diese Reise in gerader Luftlinie in ein bis zwei Stunden zurückzulegen sein dürfte.

Zum Zwecke der Verbindung größerer Städte diesseits und jenseits solcher Gebirgsketten dürfte besonders der Postverkehr durch das Flugzeug eine erhebliche Erleichterung und Beschleunigung des Geschäftsverkehrs im Gefolge haben.

23. Beispiel: Außerdem können Flugzeuge mit Bedienungspersonal für Tage und Monate an einzelne oder mehrere Personen für bestimmte Zwecke vermietet werden, so daß die betreffenden Flugzeuge gleich in der Hand der an der Reise Interessierten sind und deren Dispositionen nun stündlich ohne Nachteil geändert werden können.

Weitere Anwendungsmöglichkeiten der zivilen Luftfahrt bestehen natürlich auch in der Veranstaltung von Vergnügungsfahrten.

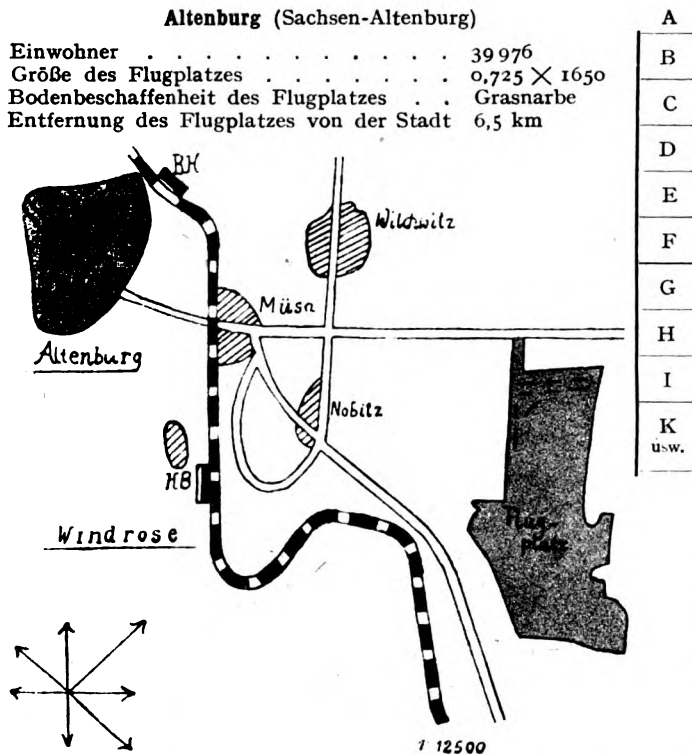
Wenn erst einmal auf den verschiedenen Wasser- und Landflugplätzen, Luftschiffe und Flugzeuge verschiedener Typen und in genügender Zahl vorhanden sind, werden auch größere und kleinere Reisen als Vergnügungsluftfahrten unternommen werden können. Der Fluggast wird zuerst einmal einen Flugversuch von einigen Runden in der Nähe des betreffenden Flugplatzes machen. Wenn er Vertrauen zur Luftfahrt gewinnt, wird er eine größere Luftfahrt unternehmen und schließlich auch zum Zwecke der Erledigung seiner geschäftlichen Interessen die Luftverkehrsmittel benutzen.

Zur rationellen Ausnutzung aller dieser Gelegenheiten müßte ein Flugplatz- und Flugzeugübersichtsplan, vielleicht »Luftreiseplan« genannt, geschaffen werden, der alle Flugplätze und die auf diesen zur Verfügung stehenden Flugzeuge

usw., deren Typen, die Belastungsmöglichkeiten sowie den Aktionsradius und die Eigengeschwindigkeit derselben enthält.

Ein solcher Plan müßte ferner die Entfernungen aller Flugplätze untereinander angeben, so daß sich der betreffende Interessent an Hand dieses Buches in wenigen Minuten ein zuverlässiges Bild darüber verschaffen kann, wann er voraussichtlich mit einem Flugzeug am Bestimmungsort sein kann; und ob die Ankunft an dem betr. Orte tatsächlich wesentlich früher zu bewerkstelligen ist, als mit den anderen Verkehrsmitteln der Erde.

Ein Blatt eines solchen Übersichtsplanes ist als Beispiel untenstehend angefügt.



Bezeichnung der Luftfahrzeuge	Bezeichnung	Nutzlast kg	Stunden- geschwind. km	Aktions- radius km
Luftschiffe	Z	20 000	90	5400
Riesenflugzeug	R	2 000	90	1000
Großflugzeug	G	900	120	690
Flugzeug mit 3 Sitzen	—	220	130	550
Flugzeug mit 2 Sitzen	C, B	180	140	500
Flugzeug mit 1 Sitz	D	150	160	240

Flughindernisse in der Nähe des Platzes: keine.

¹⁾ Sämtliche Zahlen sind nur annähernde Beispiele und können keinen Anspruch auf Maßgeblichkeit erheben.

Als geeignetes Mittel zur schnelleren Förderung eines allgemeinen sachverständigen Urteils in der Öffentlichkeit für die Anwendung der Luftfahrt ist es vielleicht angebracht, dem Luftreiseplan einige Schulbeispiele für die Prüfung, ob eine Luftreise schneller als mit anderen Verkehrsmitteln zum Ziele führt, anzufügen.

Der Luftreiseplan würde sich dann auch als Unterrichtsbuch für Schulen eignen, indem aus diesem Luftreiseplan Verkehrsaufgaben von Seiten der Lehrer zu stellen wären. Solche Verkehrsaufgaben stellen hohe Anforderungen an die Überlegung der Schüler; außerdem sind sie für die Jugend eine außergewöhnlich interessante und lehrreiche Beschäftigung.

In einigen Jahren, wenn die so geschulte Jugend in das reifere Alter kommt, und auch durch Übertragung des in der Schule geweckten Verkehrsinteresses auf die Eltern wird sich bei der ganzen Bevölkerung von selbst die stetige Überlegung der Luftreisemöglichkeiten ergeben bzw. die diesbezüglichen

Fragen werden in den Bereich der Verkehrsdispositionen der ganzen Bevölkerung hineingezogen; außerdem aber wird die Anwendung des Luftreiseplanes als Lehrbuch in den Schulen eine weitere Unterstützung der Luftfahrt durch den so vergrößerten Verkauf des Luftreiseplanes bedeuten.

Ein solcher Luftreiseplan wird ferner Anweisungen für zweckentsprechende Reisekleidung und Verhaltensmaßregeln während der Luftreise enthalten, den Luftreisenden auch in die wissenswerten Eigentümlichkeiten einer Luftreise einweisen.

Der Luftreiseplan wird in allen Tageszeitungen veröffentlicht, auf den Eisenbahnverkehrsbureaus, den Bürgermeistereien und Rathäusern ausgehängt.

Er ist als Taschensfahrplan zu erhalten in allen Zeitungskiosken, auf den Bahnhöfen und in den Buchhandlungen.

In den Fällen der vorausgeführten Beispiele wird der Interessent aus seinem Luftreiseplan sofort entnehmen können, daß sich auf dem Flugplatz eines bestimmten Ortes geeignete Flugzeuge befinden. Ebenso, kann er an Hand der angegebenen Zahlen feststellen, wie lange seine Luftreise dauern wird, und ob sie ihn früher als die Eisenbahn usw. ans Ziel bringt.

Er telefoniert an den Flugplatz, daß ein bestimmter Flugzeugtyp startbereit zu machen sei und kommt mittels Automobils bald darauf auf dem Flugplatz an. Während der Hinfahrt orientiert er sich aus seinem Luftreiseplan über den Flugplatz der Stadt seines Reiseziels und gibt vor dem Abflug eine entsprechende Weisung, daß er am Bestimmungsort mittels Automobils abgeholt, oder sein Geschäfts- usw. Freund auf den Flugplatz bestellt werden soll.

Die Anwendungsmöglichkeiten für einen so gedachten gelegentlichen Luftverkehr werden durch Feststellung und Bezeichnung möglichst zahlreicher Hilfsflugplätze, die ohne Hallen oder technische Anlagen lediglich zum Starten und Landen geeignet sein müssen, um zahlreiche Fälle erhöht. Ich denke mir solche Hilfsflugplätze insbesondere in der Nähe von kleinen Städten, die schwer zu erreichen oder nicht an das Eisenbahnnetz angeschlossen sind. Tritt an einem Ort ein dringendes Reisebedürfnis im Sinne der vorstehend angeführten Beispiele auf, so wird der betr. Interessent nur an die nächstgelegene Fliegerstation telefonieren, daß er auf dem Hilfslandeplatz mit einem Flugzeug abzuholen sei. Das bestellte Flugzeug wird auf dem Hilfslandeplatz zwischenlanden und den Passagier für seine Luftreise aufnehmen. Es werden sich dadurch, daß mit der Ausnützung des Flugzeuges für Verkehr und Handel in dem bevorstehenden Maße gerechnet werden kann, viele weiteren Möglichkeiten ergeben, auf die früher mangels geeigneter Flugplätze, Orientierungs-, Luftverkehrs- und Verbindungsmittel verzichtet werden mußte.

Man wird auch bald erkennen, in welchen Gegenden der Luftverkehr am meisten gefordert wird bzw. die größte Anwendungsmöglichkeit des Luftverkehrs in die Erscheinung tritt.

Dabei möchte ich besonders betonen, daß es nicht von vornherein feststeht, daß der größere Verkehr usw. z. B. in den westlichen Industriegebieten liegt. Es ist leicht möglich, daß größere Luftverkehrsinteressen in den östlichen Gegenden vorhanden sind, da dort die übrigen Verkehrsmöglichkeiten wesentlich ungünstiger als im Westen liegen.

Die Fahrpreise können für Handelszwecke nach dem in Betracht kommenden Objekt, ähnlich wie Prozeßgebühren der Rechtsanwälte, festgesetzt werden.

Sie variieren je nach der Entfernung, nach der in Betracht kommenden Haftpflicht und des Risikos unter Miteinbeziehung der Witterungsverhältnisse usw.

Jede Luftreise für Handelszwecke würde demnach ausgehandelt werden; man wird immer bald herausfinden, bei welchem Preise der Reflektant evtl. auf den Flug verzichten würde.

Selbstverständlich kann der Fahrpreis auch pro km-Luftlinie festgesetzt werden, was mancherlei andere, vielleicht noch wichtigere Gründe wie die eines entsprechend großen Nutzens für sich hätte.

Die Flugzeugreisen würden sich unnötig verteuern, wenn die Flugzeuge nach Erfüllung ihres Reisezwecks leer zu ihrem Heimathafen zurückkehren müßten.

Sie sollten deshalb keine besondere Heimatstation, sondern in diesem Sinne vielleicht zu einem Teil ein fliegendes Domizil haben.

Der Flugzeugausgleich innerhalb der Flugplätze kann ähnlich wie der Ausgleich der Eisenbahnwaggons erfolgen.

Die Schaffung eines grundlegenden Land- und Wasserflugplatznetzes für den Luftverkehr über ganz Deutschland ist notwendig; dieses müßte, um eine zuverlässige Kontrolle über die Luftfahrt ausüben zu können, in der Hand des Staates sein.

Die Militär-Marineflugplatzanlagen, die zurzeit durch das Reichsverwaltungsamt verwertet werden sollen, könnten sofort Verwendung finden. Ich halte es im nationalen Gesamtinteresse für besser und vorteilhafter, dieselben dem hier gedachten Luftverkehr zu überlassen, als sie für andere Zwecke billig loszuschlagen.

Auf diese Weise würden die unter den Kriegsverhältnissen mit großen Kosten mustergültig ausgestatteten Militär- und Marineflugplatzanlagen dem künftigen Luftverkehr und dem Staate erhalten bleiben, während sie bei sofortiger Liquidation und anderer Verwertung nur einen kleinen Teil des früher gezahlten Preises ergeben und später vom Parlament vielleicht nie wieder die Mittel bewilligt würden, um derartig zweckentsprechende Anlagen für einen Luftverkehr zu schaffen.

Der Staat sollte zugunsten des geplanten Luftverkehrs den Wert der Flugplätze nach der derzeitigen Möglichkeit anderweitiger Verwertung bestimmen und sich mit den so gefundenen Werten unter Abzug der ihm für die nächsten beiden Jahre durch die Verwaltung der Flugplatzanlagen entstehenden unproduktiven Verwaltungskosten entweder an dem öffentlichen Luftverkehr beteiligen oder die Anlagen unter Zugrundelegung der so gefundenen Werte den Luftverkehrsgesellschaften und Unternehmern vermieten.

Die im Privatbesitz befindlichen Flugplätze könnten entweder vom Staat aufgekauft oder ebenfalls gegen Zahlung einer entsprechenden Miete an die Flugplatzbesitzer, in das Flugplatznetz einbezogen werden.

Flug- und Landeplätze kann jede Stadt und jeder Ort haben.

Sie brauchen unter Umständen nicht abgeschlossen zu sein.

Die Städte oder Orte müßten dann, wenn ein allgemeines Interesse nicht vorliegt, einen Flugplatz staatlicherseits einzurichten, selbst die Unkosten der Einrichtung tragen, um dem Luftfahrtverkehrsnetz angeschlossen zu werden und um hieraus den Nutzen für den eingangs geschilderten schnelleren Geschäftsverkehr auch zu haben.

Die Flugplatzfrage belastet den Luftverkehr mit den durch den Flugplatz verursachten Kosten erheblich.

Wenn die mit dem Flugplatz zusammenhängenden Unkosten ausschließlich dem Luftverkehr zur Last fallen, so wird ein Luftverkehr wohl kaum gewinnbringend sein.

Vorläufig wird sich noch auf lange Zeit hinaus der Luftverkehr auf den Flugplätzen besonders im Sommer in den frühesten Morgenstunden abwickeln, und zwar in der Zeit vor 6 Uhr morgens.

In Erkennung dieser Tatsache ist auch in Erwägung zu ziehen, auf den Flugplätzen selbst Unterkunftsräume für die Passagiere bzw. Luftreisenden zu schaffen, denn es hängt sehr wesentlich vom Wetter ab, ob z. B. im Sommer ein Flugzeug um 3, 4, 5 oder 6 Uhr morgens fortfliegt, da Nebel, Unsichtbarkeit, Wärmeausgleich bei Sonnenaufgang, doch noch eine erhebliche Rolle für die Beurteilung des Beginns der Fahrt spielen.

Fluggäste sollten deshalb vor Antritt einer größeren Reise eigentlich erst dann geweckt werden, wenn die Aussicht, daß in einer halben oder einer Stunde abgeflogen werden kann, sicher besteht.

Durch stundenlanges Herumstehen und Warten der Fluggäste wird das Vertrauen derselben zur Luftfahrt jedenfalls nicht erhöht.

Auf größeren Flugplätzen in der Nähe großer Städte müssen deshalb Wohn- und Restaurationsmöglichkeiten auf Flugplätzen vorhanden sein.

Es ist ferner nötig, daß im übrigen sehr viele Plätze, Wiesen und Seen, die sich zur gelegentlichen Landung von Flugzeugen eignen, entsprechend gekennzeichnet werden.

Eine Vorschrift zur Kennzeichnung solcher Plätze sollte gesetzlich erlassen werden, so daß man aus der Luft jederzeit leicht erkennen kann, wo ein Flugzeug ohne besondere Gefahr landen kann.

Denkt man sich solche Notlandeplätze geographisch in entsprechenden Abständen über Deutschland verteilt, und für den Flugzeugführer kenntlich gemacht, so dürfte man, da bei hellem Wetter aus dem Flugzeug von 2000 m Höhe 15 bis 30 km weit nach jeder Richtung zu sehen ist, immer beurteilen können, wo ein geeigneter Notlandeplatz links, rechts oder geradeaus vorhanden ist.

Durch eine derartige Organisation können recht viele Unfälle, die sich bei der Landung ereignen, vermieden werden.

Das Vertrauen des Flugzeugführers und der Luftreisegäste würde erheblich gehoben durch das Moment, daß das Auge immer in gewissen Entfernungen einen oder zwei Notlandeplätze erkennt.

Die Benutzung dieser Wiesen, Äcker und Stoppelfelder erfolgt, da es sich um Notlandeplätze handelt, selten, und dürften Kosten hierdurch kaum entstehen.

Ich kann mir denken, daß solche Notlandeplatzkennzeichen gleichzeitig sagen, der Platz ist noch nicht oder ist abgeerntet, der Platz ist ein erstklassiger Landeplatz, eine Landeplatz zweiter Ordnung usw. usw.

Dieses kann leicht durch Kreuze, Punkte, Striche, dem fliegenden Publikum zum Bewußtsein gebracht werden.

Ebenso sollte eine Kennzeichnungsvorschrift für alle Städte, Dörfer und Orte usw. gesetzlich vorgeschrieben werden, damit man aus der Luft fliegend den Namen des Ortes zweifelfrei feststellen kann und somit die Orientierung erleichtert und sichergestellt wird.

Die Militärinteressen müssen, soweit die Luftfahrt in Betracht kommt, mit den zivilen Interessen in Einklang gebracht werden.

Das Militär kann wohl kaum die großen Flugplatzanlagen in dem kommenden Frieden ausschließlich für sich beanspruchen, und es dürfte die militärischen Interessen kaum berühren, wenn auf ein und demselben Flugplatz auf der einen Seite die militärischen Anlagen ihren Dienst verrichten, während auf der anderen Seite die mit Start und Landung zusammenhängenden Arbeiten der Industrie und des zivilen Luftverkehrs stattfinden oder gar beide Teile gleichzeitig zusammenarbeiten; besonders in bezug auf gemeinsame Fragen nicht doppelte Arbeit und doppelte Kosten entstehen lassen.

Plätze von einem Werte von vielen Millionen würden nicht ausschließlich der Friedensbetätigung des Militärs dienen, sondern sich auch für die Friedenszeit in öffentlichen, wirtschaftlichen, industriellen und Handelsinteressen dienstbar und nützlich machen.

Die Flugplätze sind ferner von der Möglichkeit zu betrachten, daß auf ihnen Veranstaltungen von Wettbewerben stattfinden, die der Zucht der künftigen Handels- und Verkehrsflugzeuge dienen.

Hier ist Voraussetzung, daß ein solcher Flugplatz große Menschenmassen aufnehmen kann.

In bezug auf eine sportliche Betätigung bietet die Luftfahrt vorläufig noch recht wenig Aussicht für die Zukunft, denn man kann wohl sagen, daß es bisher recht wenig Sportsleute gegeben hat, die sich lediglich aus sportlicher Begeisterung, auf ihre eigenen Kosten luftfahrtsportlich betätigen.

Alle Flugkonkurrenzen im Jahre 1910, 1911, 1912 und 1913 waren fast ausschließlich von der Industrie beschickt, oder die betr. Flugsportleute und Offiziere flogen Maschinen, die Eigentum der Industrie oder der Heeresverwaltung waren; jedenfalls besaßen sie weder Flugplätze noch Flugzeughallen und meistens nicht einmal das Flugzeug.

Auf den großen Flugplätzen wäre der Totalisator vielleicht ein geeignetes Mittel, große Menschenmassen bei flugsportlichen Veranstaltungen an den Flugplatz zu binden und sie hierdurch und durch die Eintrittsgeldzahlung zur Tragung der Unkosten des Flugplatzes heranzuziehen.

Ich denke mir nun den künftigen Luftverkehr auf dem Unternehmungsgeist aller Interessierten beruhend, etwa folgendermaßen organisiert:

Alle Luftverkehrsunternehmungen, Luftschiff- und Flugzeugfabriken, Flugmotorenfabriken, Flugplatzunternehmer, der

Staat und die Städte vereinigen sich in irgendeiner noch zu suchenden gemeinsamen Betätigungsform zu einer »Luftverkehrs-Versuchs-Gesellschaft Deutschlands«.

Die Beteiligten sind an Gewinn und Verlust je nach dem Umfang ihres Beitrages an der Gesellschaft beteiligt. Es könnte eine Kontingentierung erfolgen für:

1. die Flugzeugtypen,
2. die Luftschiffe,
3. die Flugzeuge,
4. die Flugzeugmotoren,
5. das Luftverkehrspersonal,
6. die Flugplätze,
7. den Totalisator,
8. den Luftreiseplan,
9. die Flugstrecken,
10. den Wetterdienst,
11. den Nachrichtendienst,
12. usw. usw.

Ich nehme hierbei an, daß die Luftschiff- und Flugzeugindustrie sich unter Abweichung von der während des Krieges gepflogenen Praxis mehr nach dem amerikanischen Prinzip der Arbeitsteilung entwickeln und die Herstellung der verschiedenen Flugzeugtypen, je nach Eignung der einzelnen Fabrikeinrichtung, unter sich verteilen wird.

Ich meine damit, daß sich die Industrie dahin einigen sollte, daß eine Fabrik nur Riesen-, eine andere nur Groß-, eine dritte nur dreisitzige, zweisitzige oder Depeschenflugzeuge oder Luftschiffe usw. baut.

So läßt sich eine Rentabilität früher erreichen, als wenn eine Fabrik 10 und mehr verschiedene Typen baut und die jeweils anders gearbeiteten kostspieligen Versuche gleichzeitig macht. Ein Flugzeug für den hier gedachten Luftverkehr sollte sehr viel weniger als der zuletzt von der Heeresverwaltung gezahlte Preis kosten.

Jede neue Firma sollte in die Luftverkehrsversuchs-Gesellschaft aufgenommen werden müssen, wenn sie einen für den Luftverkehr geeigneten Typ herstellt, und zwar sobald dieser den vom Reichsluftamt gestellten Bestimmungen entspricht, die Typenprüfung bestanden hat, zum Luftverkehr zugelassen ist und die Firma in sich die Gewähr für eine sach- und fachkundige Beteiligung bietet.

Das Ausscheiden ungeeigneter Typen wird sich von selbst durch die Kontrolle und Lösung der übertragenen Aufgaben ergeben.

Luftschiffe und Flugzeuge, die ungern benutzt werden oder geringe Erfolge und viele Unglücksfälle haben, werden ebenso wie unbeliebte Typen von selbst zurückgezogen werden.

Der Erfolg der gleichzeitig konkurrierenden verschiedenen Flugzeugtypen und Luftschiffe wird der Entwicklung des Flugzeug- und Luftschiffbaues zugute kommen.

Die Jahresberichte und die diesbezüglichen Veröffentlichungen werden ein klares Bild von der Leistungsfähigkeit der einzelnen Firmen und des gesamten Luftverkehrs geben.

Die Zusammenwirkung aller beteiligten Interessenten und Momente erfolgt über die Flugplatzanlagen des Staates und der Städte unter steter Vermittlung der aufsichtführenden staatlichen Behörden.

Auf den Flugplätzen wird die erforderliche Kontrolle des Luftverkehrs mit staatlichen Organen durchgeführt.

Die Kontrolle bei Abflug, Landung und Zwischenlandung ist möglich und ausreichend.

Für Notlandungen kann vorgeschrieben werden, daß das Flugzeug nicht vor der an der Notlandestelle zu gebenden Erlaubnis der betr. Orts- usw. Behörde wieder abfliegen darf.

Jeder Flugzeugführer müßte als Zollbeamter vereidigt werden, und zwar unter Androhung der Entziehung der Flugzeugführerzulassung.

Eine so organisierte Luftfahrt wäre nun nicht etwa eine verstaatlichte Luftfahrt, sondern das Gegenteil.

Sie wäre kein Monopol einzelner oder weniger Firmen, sondern eine Konkurrenzmaschine, in der jeder Erfinder, Industrieller und fähige Kopf seine Kräfte voll entfalten kann.

Sie wäre ebensowenig ein Trust und auch nicht eine gemischtwirtschaftliche Gesellschaft, denn es ergibt sich Einfluß, Gewinn, Verlust und Erfolg aus dem Umfang der freien Betätigung und Initiative der beteiligten Interessenten.

Finanzkonsortien wären vorerst ausgeschaltet, was deshalb von Wichtigkeit sein dürfte, weil diese bei Zweifelhafteit der Rentabilität schnell nach Verstaatlichung rufen, oder den so begründeten Luftverkehr wieder aufgeben, oder die Luftverkehrsmittel verkaufen würden, da das so aufgebrachte Kapital noch nicht eng genug mit der mit der Luftfahrt zusammenhängenden Handarbeit und der aus dieser herrührenden Verantwortung zusammenhängt.

Die Technik hätte die denkbar freieste Entwicklungsmöglichkeit.

Jeder Beteiligte wäre vor die Gewissensfrage gestellt, ob er mit seiner Leistung tatsächlich zugunsten der Luftfahrt im großen und allgemeinen gesehen, konkurrieren kann, da er vor der Tatsache steht, ununterbrochen mit allen übrigen Luftfahrtmitteln in Konkurrenz zu sein, und seine Leistung stetig von dem Urteil aller Konkurrenten und Sachverständigen abhängt.

Auf diese Weise kann persönlicher Einfluß nicht dazu führen, ein Luftfahrtmittel dem Staat zu verkaufen, trotzdem es konkurrenzunfähig ist und die öffentliche Meinung nur irreführt wird durch Gelegenheitserfolge, indem das betr. Luftfahrzeug unter gewissen günstigen Bedingungen für sich konkurreziert.

Die Flugkonkurrenzen für die Schaffung geeigneter Handels- und Verkehrsflugzeuge werden demnächst in einem besonderen Kapitel behandelt werden, ebenso das Lichtbildwesen, der Luftnachrichten- und Wetterdienst, das Versicherungswesen, das Luftfahrtgerät und schließlich die Internationalität der Luftfahrt.

Wenn ich nun meine Erwägungen aus dem ersten — kritischen — Teil meiner Veröffentlichung vom 9. Januar und den Inhalt des vorliegenden zweiten aufbauenden Teiles zusammenfasse, so ergibt sich insgesamt, daß ein Luftverkehr in den nächsten Jahren der Entwicklung zum Handelsluftverkehr voraussichtlich einen Nutzen nicht abwerfen kann.

Da der jetzt im Gebrauch befindliche Flugzeugtyp im Prinzip entwickelt ist, kann die Flugzeugindustrie aus ihrer bisherigen Tätigkeit und Erfahrung beurteilen, inwieweit ein Luftverkehr Gewinn oder Verlust sein wird.

Das Privatkapital würde sich wahrscheinlich viel leichter für den Luftverkehr begeistern und entschließen, entsprechend große Anlagen zu machen, wenn man heute zum erstenmale Flugzeuge und Luftschiffe fliegen sähe, wie wir sie im Kriege fliegen sahen.

Die Welt würde in begeistertem Erstaunen denkbar große Kapitalien aufbringen, um einen Luftverkehr zu schaffen, weil sie die Schmerzen, Mängel, Fährnisse und Unkosten, die mit dem Luftverkehr zusammenhängen, sich auch nicht annähernd ausdächte.

Die militärische Behandlung der hier in Betracht kommenden Momente in den letzten 3 Jahren hat eine Rentabilität noch mehr in Frage gestellt.

Es fragt sich demnach lediglich: Hat der Staat ein Interesse daran, mit den übrigen Kulturvölkern in der Luftfahrt gleichen Schritt zu halten?

Diese Frage sollten wir wohl mit »ja« beantworten schon aus dem Grunde, weil die Luftfahrt mit ihren idealen Interessen der Zukunft mehr als irgendein anderes Mittel geeignet ist, völkerverständend und politisch ausgleichend zu wirken.

Es ergeben sich für uns aus der Luftfahrt ideelle nationale Werte, die der Allgemeinheit in späterer Zukunft zugute kommen; der Luftverkehr und seine heutigen Unternehmer können die Kosten hierfür in der heutigen wirtschaftlich schwersten Zeit nicht allein tragen.

Eine Subvention durch Hergabe von Barnitteln von seiten des Staates wird unter den vorherrschenden Wirtschaftsverhältnissen auf Schwierigkeiten stoßen, deshalb schlage ich vor, daß das Reich die vorhandenen Luftverkehrsmittel, die Flugplätze, Flugzeughallen, Werkstätten usw. soweit sie ihm gehören, in die Luftverkehrsgesellschaft in einem den Bedürfnissen entsprechenden Ausmaße einbringt, statt sie als überflüssiges Heeresgerät zu anderen Zwecken verwerten zu lassen.

Ferner sollen alle industriellen Unternehmungen, die sich an dieser Pionierarbeit der Entwicklung des Handelsluftverkehrs beteiligen, d. h. sich verpflichten, eine gewisse Zahl von Luftschiffen und Flugzeugen mit Bedienungspersonal

und Flugzeugführern in den Luftdienst zu stellen, vom Staate eine angemessene Subvention erhalten.

Denn nach den in Aussicht gestellten Kriegsgewinn- und Einkommenabgaben verbleiben der jungen Flugzeugindustrie nur die Backsteine und Maschineneinrichtung, für deren Unterhaltung die vor dem Kriege vorhandenen Kapitalien dieser jungen Industrie nicht ausreichen.

Irgendwoher müßten die Mittel für die Luftfahrt genommen werden, denn aus Verdienst des künftigen Luftverkehrs ist dieses voraussichtlich auf viele Jahre hinaus nicht möglich.

Somit ist der Staat sowohl wie die Industrie vor die Frage gestellt: Soll ein deutscher Luftverkehr, der mit anderen Staaten konkurrieren kann, ins Leben gerufen werden? Bejaht man die Frage, so gibt es für den Staat keinen billigeren Weg, denn die Industrien der anderen Staaten arbeiten unter ganz anderen Verhältnissen als unsere Industrie, sie haben den Bedarf der Welt im allgemeinen zu ihrer industriellen Ausnützung und brauchen bei weitem nicht die Lasten zu tragen wie unsere Industrie.

Wird aber die Frage, einen solchen Luftverkehr zu schaffen, verneint, dann bleibt nichts anderes übrig, als den einzelnen Privatunternehmern und Enthusiasten mit ihren unzulänglichen Mitteln die diesbezüglichen staatlichen Interessen auf Gerätewohl zu überlassen.

International gesehen, wurde dann Deutschland im Reiche der Luft eine Rolle spielen, die seine Niederlage größer erscheinen ließe, als sie, wenn wir die Fähigkeiten unseres Volkes ins Auge fassen, tatsächlich ist.

Der Unterstaatssekretär des Reichsluftamts.

gez. August Euler.

Flügelbeanspruchung beim Abfangen.

Bemerkung zum Aufsatz von Dipl.-Ing. Kirste auf Seite 158 dieser Zeitschrift.

Von Dipl.-Ing. A. van Gries.

Wie die interessanten Entwicklungen zeigen, bleiben zur Berechnung des beim Abfangen auftretenden Vielfachen der Belastung des gewöhnlichen Fluges stets eine Reihe willkürlicher Annahmen. Um die Gedankengänge auch für andere Fälle anschaulicher zu machen, möchte ich vorschlagen, da es sich doch um eine erste Näherung handelt, den Krümmungsradius der Flugbahn nicht zu errechnen, sondern zu schätzen. Auch die Geschwindigkeit kann nach einer kurzen Vergleichsberechnung über die größte Sturzgeschwindigkeit gut geschätzt werden. In dem erwähnten Aufsatz wird angenommen, daß der Anstellwinkel des Höhenruders gegen den Luftstrom ungeändert bleibt und die Widerstandsbeiwerte werden etwas recht allgemein eingesetzt. Demgegenüber wäre es vorzuziehen, die Widerstandsbeiwerte aus der bekannten Horizontalgeschwindigkeit des Flugzeuges zu übernehmen und auch in diesem Punkte den besonderen, gerade betrachteten Fall für sich zu berücksichtigen. In der Gleichung

$$A = \frac{G \cdot v^2}{g \cdot \rho} \quad (1)$$

wird also zunächst entsprechend dem Flugzeugtyp, den geforderten Leistungen und der Belastung, der Krümmungsradius der Flugbahn geschätzt. Es ist klar, daß an einen leichten Einsitzer andere Forderungen gestellt werden als an einen schwerbelasteten Bomberschlepper.

Die Geschwindigkeit, aus der das Flugzeug abgefangen werden soll, wird auf jeden Fall kleiner sein als die größte Fallgeschwindigkeit, die das Flugzeug überhaupt erreichen kann. Diese größte Geschwindigkeit tritt offenbar auf, wenn keine Beschleunigung mehr möglich ist und:

Flugzeuggewicht = Gesamtwiderstand

$$G = c_w \cdot F \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_x^2 \quad (2)$$

In dieser Gleichung soll der Wert c_w nicht berechnet, sondern durch die bekannte oder geschätzte Horizontalgeschwindigkeit v ausgedrückt werden. Es ergibt sich dann die Beziehung:

$$c_w = \frac{75 \cdot N \cdot \eta}{v^3 \cdot F \cdot \frac{\rho}{2g}} \quad (3)$$

Dieses in Gleichung (2) eingesetzt, ergibt für die Sturzgeschwindigkeit:

$$v_x = v \cdot \sqrt{\frac{G \cdot \eta}{75 \cdot N \cdot \eta}} \quad (4)$$

Den Einfluß der Luftschrauben und die besonderen dem gerade betrachteten Flugzeugtyp zugrunde liegenden Forderungen wollen wir von Fall zu Fall durch eine Verkleinerung der Sturzgeschwindigkeit berücksichtigen.

Wir haben damit für die auftretende Belastung, für den Fall des Abfangens, die Gleichung:

$$A = \frac{G^2 \cdot v^3}{75 \cdot N \cdot \eta \cdot g \cdot \rho} \quad (5)$$

Es kann m. E. sehr wohl vorkommen, daß das Flugzeug beim Abfangen unter einem größeren Anstellwinkel, als es die Berechnung von Herrn Dipl.-Ing. Kirste ergibt, gegen Luft gepreßt wird. Es erscheint nicht zulässig, auf den willkürlich gewählten Höhensteuerausschlag hin die Lage des Druckmittelpunktes beim Abfangen zu begründen. Durch andere Ansätze kommt man zu einer weiter vorn liegenden Lage des Druckmittelpunktes, wie sie auch bei Kabelkraftmessungen beobachtet wurde. Auf der anderen Seite ist es wichtig, bei großen Anstellwinkeln die Modellmessung des Flügelprofils zu Rate zu ziehen, da die Lage des Druckmittelpunktes bei hohen Auftriebsbeiwerten c_a sich von Profil zu Profil stark ändern.

Als Beispiel wollen wir ein G-Flugzeug betrachten. Wir nehmen an: Krümmungsradius $\rho = 400$ m, Gesamtgewicht $G = 4000$ kg, Schraubenwirkungsgrad $\eta = 0,75$, $PSe = 520$, beobachtete Horizontalgeschwindigkeit $v = 41$ m/sec.

Aus diesen Größen ergibt sich nach Gleichung (4) eine Sturzgeschwindigkeit von

$$v_x = 41 \cdot \sqrt{\frac{4000 \cdot 41}{75 \cdot 520 \cdot 0,75}} = 96 \text{ m/sec} = 340 \text{ km/st}$$

und die auftretende Belastung wird nach (1)

$$A = \frac{4000 \cdot 96^2}{10 \cdot 400} = 9600 \text{ kg.}$$

Es ergibt sich also ein Vielfaches der Last

$$N = \frac{9600}{4000} = 2,4 \text{ fache Last.}$$

Wird nun zur Berechnung die vierfache Last zugrunde gelegt, so ergibt sich eine ausreichende Bausicherheit von $4 : 2,4 = 1,66$.

Gegenwärtiger Stand der drahtlosen Telegraphie in der Luftfahrt.

Die »Gesellschaft für drahtlose Telegraphie« hat in Berlin SW., Hallesches Ufer 12/13, eine »Telefunken-Ausstellung« eröffnet, welche am 13. Februar von der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« besichtigt wurde. Hierbei hielt der Direktor der »G. f. d. T.«, Herr Hauptmann a. D. Solff, den nachstehend im Auszug wiedergegebenen Vortrag über den gegenwärtigen Stand der drahtlosen Telegraphie bezüglich der Anwendung für Luftfahrzeuge und die Leistungen der Funkentelegraphie im Kriege.

»Die drahtlose Telegraphie wurde in der Luftschiffahrt zunächst bei den Luftkreuzern der Parseval- und Zeppelinklasse praktisch verwendet. Der Zeppelinkreuzer hat besondere Vorzüge für die Verwendung der drahtlosen Telegraphie, da das Metallgerüst hierbei als Gegengewicht verwendet werden kann, und die Form des Kreuzers die Anbringung einer großen und gut strahlenden Antenne ohne Schwierigkeiten gestattet. Es wurden nach und nach sämtliche für Militärzwecke bestimmten Kreuzer mit drahtloser Telegraphie ausgerüstet; die Stationen arbeiteten nach dem System der tönenden Löschfunken mit etwa 1 kW Antennenenergie und

überbrückten damit im Verkehr mit den Hafenstationen ohne Schwierigkeiten Entfernungen von 500 km und darüber. Ein Bild der zuletzt in den Zeppelinkreuzern verwendeten Stationstypen gibt die untenstehende Figur 1.

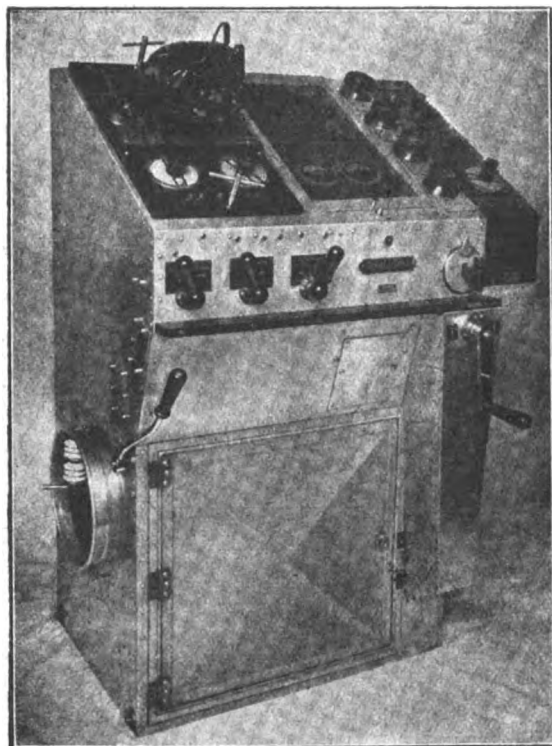


Fig. 1.

Flugzeuge.

Die Notwendigkeit zur Ausrüstung mit F. T. stellte sich zunächst für die Artillerieflieger heraus, so daß die dafür bestimmten Flugzeuge bereits Ende 1914 mit F.T.-Stationen nach dem tönenden Funkensystem versehen wurden. Als Antenne diente dabei ein einfacher herabhängender Draht, als Gegengewicht das Flugzeuggerüst (s. Fig. 2).

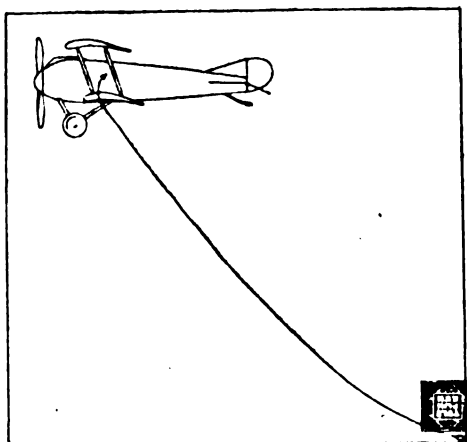


Fig. 2.

Für Aufklärungsflugzeuge stellte sich dann die Notwendigkeit heraus, Stationen mit Sender- und Empfangseinrichtungen einzubauen, welche größere Reichweite gaben. Noch größere Stationen waren für die G-Flugzeuge sowie vor allem für die R-Flugzeuge erforderlich. (vgl. Fig. 3). Bei letzteren war die Schwingungsenergie bereits gleich der der Zeppelinkreuzer, so daß hiermit auch Entfernungen von mehreren hundert Kilometern nach einer Hafenstation überbrückt werden konnten.

Als Antennen kamen für die Flugzeuge zunächst einfache, herabhängende Drähte in Betracht. Da diese elektrisch

ungünstig sind (gegenseitige Störungen, Richteffekte), so ging man dazu über, feste Antennen unter Benutzung der Tragflächen einzubauen (vgl. dazu Fig. 4). Diese Antennen strahlen weniger, sind aber flugtechnisch günstiger.

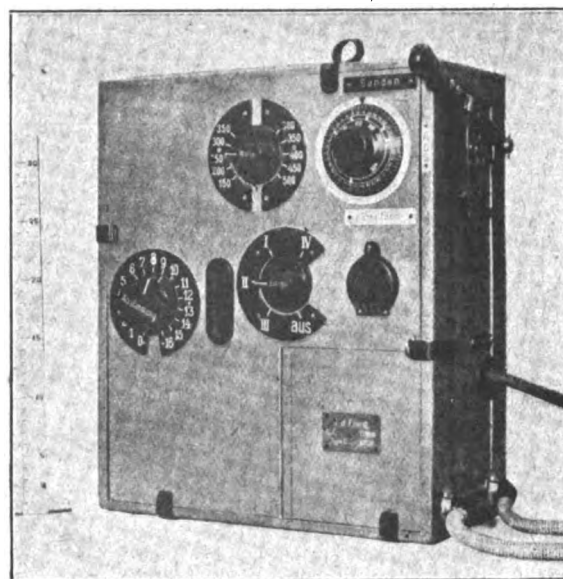


Fig. 3.

Von Wichtigkeit war auch die Frage, sowohl bei Land-, wie auch Wasserflugzeugen, nach der Landung vom Boden oder vom Wasser aus Notsignale abgeben zu können. Auch diese Frage wurde gelöst vermitteltst fester Antennen, die von aufsteckbaren Masten getragen wurden, oder von losen mitgenommenen Antennen, die an einem Baum, Gebäude usw. schnell befestigt werden können.

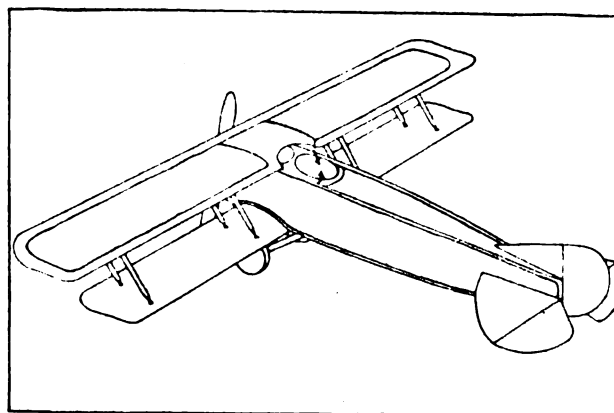


Fig. 4.

Mit den vorgenannten Einrichtungen haben die Flugzeuge während des Verlaufes des Krieges gearbeitet und dabei die zu stellenden Anforderungen weitgehend erfüllt. Mit der Vermehrung der Flugzeuge und dem größeren Masseneinsatz von F.T.-Stationen im Stellungskriege trat aber bei dem System der tönenden Löschfunken unangenehm in Erscheinung, daß die gegenseitige Störung der auf engen Raum eingesetzten F.T.-Stationen bedenklich anwuchs. Man mußte deshalb zu einem neuen System der Schwingungserzeugung übergehen, das eine größere gegenseitige Störungsfreiheit gestattete. Es war dies das System der ungedämpften Schwingungen vermitteltst Kathodenröhren.

Kathodenröhren waren bereits vorher als Empfangsverstärker auch in Flugzeugen mit Vorteil verwendet worden. Ihre Verwendung als Schwingungserzeuger beim Sender machte aber erst die Flugzeug-F.T. von den bisherigen Unzulänglichkeiten frei. Es werden deshalb neuerdings für den Luftverkehr nur noch Stationen nach dem System der ungedämpften Schwingungen zur Verwendung gelangen. Die

Vorteile, die dieses System bietet, sind: Geringe Senderenergie bei schärfster Welleneinstellung und Abstimmungsmöglichkeit, Tonvariation in weiten Grenzen und Möglichkeit, die empfangene Schwingungsenergie in großem Maße zu verstärken. Dadurch wurde wiederum die Möglichkeit gegeben, mit kleinen Antennen (fest eingebauten Antennen) zu arbeiten und ferner auch mit Rahmenantennen, die die Möglichkeit bieten, einen Richtungsfinder zur Orientierung des Flugzeuges bei Nebel in das Flugzeug selbst einzubauen (s. Fig. 5).

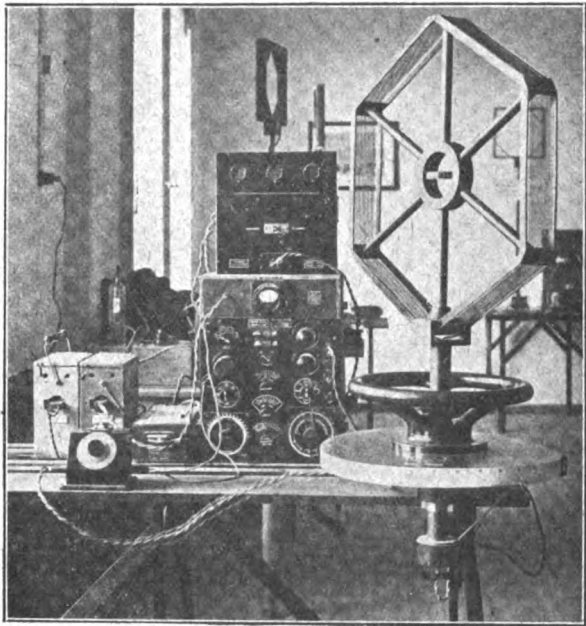


Fig. 5.

Für den Luftverkehr für kommerzielle Zwecke wird die Funkentelegraphie in Zukunft eine bedeutende Rolle spielen, da sie das einzige Mittel ist, die Betriebssicherheit zu erhöhen und damit den Luftverkehr zuverlässiger zu gestalten. Man muß dabei unterscheiden:

1. Boden-F.T.-Verkehr der Hafenstationen.

Hierbei kommt in Betracht: Pressemeldungen, Wettermeldungen, Betriebsmeldungen, Richtungsweisungen für Flugzeuge.

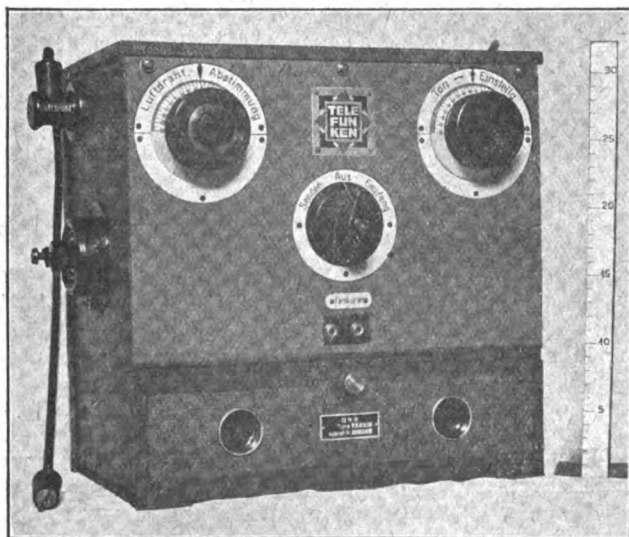


Fig. 6.

2. Luft-F.T.-Verkehr.

Hierbei kommt in Betracht: Betriebsmeldungen, Richtungspeilungen nach Bodenstationen, kommerzieller Betrieb, letzterer später in erster Linie auf drahtloser Telephonie beruhend.

Praktisch erprobt wird der F.T.-Betrieb für den Luftverkehr augenblicklich bei der jetzt in Betrieb befindlichen Linie Weimar—Berlin der Luftreederei A.-G. Die Flugzeuge dieser Gesellschaft sind mit F.T.-Stationen nach dem neuesten System der ungedämpften Schwingungen mittels Kathodenröhren ausgerüstet (s. Fig. 6). Als Hafenstationen sind hierfür von dem Reichspostamt zwei in Weimar und Berlin installierte F.T.-Stationen nach dem gleichen System zur Verfügung gestellt. Auf Grund der auf dieser Linie gesammelten Erfahrungen soll der F.T.-Betrieb weiter ausgebaut werden, so daß mit der Vermehrung der Luftverkehrslinien die drahtlose Telegraphie als Mittel der Erhöhung der Betriebssicherheit in größerem Maße zur Verwendung gelangen wird.

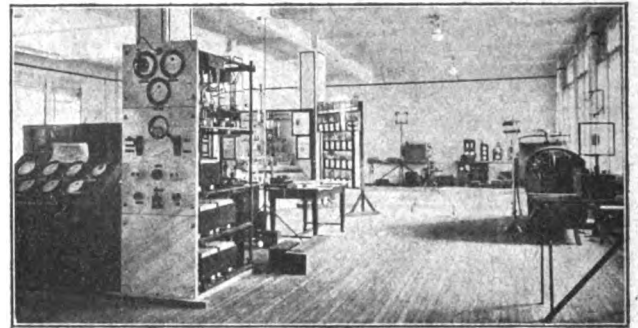


Fig. 7.

Die Ausstellung gibt einen Einblick in das auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie während des Krieges Geschaffene und zeigt, daß die deutsche Technik auch auf diesem Spezialgebiete im Kriege gewaltige Fortschritte gemacht hat.

Fig. 7 gestattet einen Blick in einen der Ausstellungsräume.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Patentanmeldungen.

- 37b, 4. J. 18347. Wellblech, insbesondere zur Abdeckung von Flugzeugtragflächen. Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg, Bismarckstr. 63. A. 28. 8. 17. E. 18. 5. 19.
- 42c, 35. O. 10684. Kreiselkompaß. Optische Anstalt C. P. Goerz, Akt.-Ges., Berlin-Friedenau. A. 18. 7. 18. E. 3. 6. 19.
- 42c, 36. P. 37106. Steuerstrichmarkenordnung für Kompass. Fa. C. Piaty, Hamburg. A. 30. 9. 18. E. 15. 5. 19.
- 42c, 39. H. 71916. Verfahren zur Ortsbestimmung. Dipl.-Ing. Ernst O. Höhn, Charlottenburg, Kaiserin-Augusta-Allee 49. A. 27. 3. 17. E. 15. 5. 19.
- 46b, 14. B. 83703. Regelungsvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Joseph Berger, Feuerbach. A. 25. 4. 17. E. 3. 5. 19.
- 46c, 7. D. 27634. Brennstoffeinführungsvorrichtung. Dingerl'sche Maschinenfabrik, A.-G., Zweibrücken. A. 27. 9. 12. E. 3. 5. 19.
- 46c, 29. G. 43487. Auspufftopf für Explosionsmotoren. Hans Grunewald, Hannover, Fundstr. 20. A. 7. 12. 15. E. 25. 5. 19.
- 46c, 6. F. 40913. Düsenanordnung für Vergaser. Favorit-Vergaser-Gesellschaft m. b. H., Berlin. A. 3. 6. 16. E. 3. 6. 19.
- 46c, 28. W. 50556. Sicherheitsvorrichtung gegen vorzeitiges Einschalten des elektrischen Stromes bei Antriebsmotoren von Explosionskraftmaschinen u. dgl. Max Wild, Stuttgart, Eberhardstraße 20. A. 16. 3. 18. E. 3. 6. 19.
- 46a, 1. K. 65631. Selbsttätig wirkende Zündvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Arthur F. J. Kuhlmann, Hamburg, Maientweg 283. A. 20. 2. 18. E. 21. 4. 19.
- 46c, 4. Sch. 49064. Schutzfutter mit Wasserkühlung für die Verbrennungsräume von Verbrennungs-Kraftmaschinen. Karl Schwarz, Nürnberg, Reichelsdorferstr. 39. A. 15. 9. 15. E. 20. 4. 1919.
- 46a, 9. I. 43925. Verbrennungskraftmaschine mit paarweise schräg zueinander stehenden Zylindern. Lancia & Co., Turin; Vertr.: C. Gronert, W. Zimmermann und Dipl.-Ing. E. Jourdan, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 4. 3. 16. Italien. A. 5. 6. 15. E. 27. 4. 19.
- 46a, 19. B. 83387. Zweitaktexplosionsmotor. Reinhold Boehm, Berlin-Johannisthal. A. 27. 2. 17. E. 27. 9. 19.

46a, 30. Z. 9428. Viertaktverbrennungskraftmaschine mit veränderlichem Kolbenhub. Joseph Zeitlin, Fulham-London: Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. 17. 8. 1915. England. A. 18. 8. 14. E. 27. 4. 19.

46c, 2. O. 10284. Schmiereinrichtung, insbesondere für Kurbelwellenlager und Pleuelstangenzapfen von Verbrennungskraftmaschinen. Österreichische Daimler-Motoren, A.-G., Wiener Neustadt. 27. 6. 17. Österreich. A. 3. 7. 16. E. 24. 4. 17.

46c, 5. B. 80834. Abdichtung zwischen Zündkerze und Zylinder von Verbrennungskraftmaschinen. Marc Birkigt, Bois-Colombes, Seine. 21. 10. 15. Frankreich. A. 6. 1. 16. E. 21. 4. 17.

46c, 5. E. 23335. Motorfahrzeug mit Luftfilter für die Verbrennungsluft des Motors. Karl Erler, München, Marienhilfstr. 1. A. 16. 7. 18. E. 24. 4. 17.

46c, 6. A. 30261. Vergaser für flüssige Brennstoffe. Bruno Adler, Dresden, Helmholtzstr. 7. A. 6. 3. 18. E. 24. 4. 17.

46c, 6. D. 32475. Sicherheitsvorrichtung gegen Vergaserbrand bei Explosionskraftmaschinen. Deutsche Total-Gesellschaft m. b. H., Fabrik für Apparatebau, Charlottenburg. A. 23. 3. 16. E. 24. 4. 17.

46a, 22. C. 26211. Explosionskraftmaschine mit umlaufenden Zylindern. Cesare Cippitelli, Frankfurt a. M., Bornheimerlandwehr 75. A. 7. 7. 16. E. 17. 4. 18.

46c, 28. B. 85690. Anlaßelektromotor für Verbrennungskraftmaschinen. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. A. 1. 3. 18. E. 17. 4. 18.

46c, 6. N. 16929. Leerlaufvorrichtung für Vergaser von Explosionskraftmaschinen mit besonderer Brennstoffleerlaufdüse. Nationale Automobilgesellschaft, Berlin-Oberschöneweide. A. 6. 9. 17. E. 18. 5. 19.

46c, 14. V. 13758. Unterbrecher für Zündmaschinen. Henri de La Valette, Paris. 5. 3. 17. Frankreich. 25. 2. 16.

46d, 10. L. 45603. Verbrennungsmotor mit Abgasturbine. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardpl. 19. A. 6. 9. 17. E. 18. 5. 19.

46c, 6. L. 46588. Spritzvergaser für Explosionsmotoren. Kurt und Adolf Lissau, Hohenneuendorf b. Berlin, Hubertusstraße 6. A. 7. 5. 18. E. 20. 5. 19.

46c, 7. L. 43782. Brennstoffeinspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Carl Lehmann, Berlin-Friedenau, Kirchstraße 9. A. 17. 1. 16. E. 20. 5. 19.

46c, 28. B. 81830. Elektrische Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 311059. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. 12. 6. 15. Amerika. A. 9. 6. 16. E. 20. 5. 19.

46c, 13. S. 49059. Brennstoff-Fördervorrichtung für Kraftfahrzeuge. Willy Seck, Berlin-Wilmersdorf, Eisenzahnstr. 64. A. 8. 10. 18. E. 8. 5. 19.

77h, 5. K. 63734. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragflächensystemen. Franz Konrad, Wien. 20. 2. 17. Österreich. A. 22. 3. 16. E. 13. 5. 19.

77h, 5. L. 45844. Doppelhandradsteuerung für Flugzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 14. 11. 17. E. 13. 5. 19.

77h, 5. L. 46805. Einstellbarer Fußhebel für Flugzeugsteuerungen. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 21. 6. 18. E. 13. 5. 19.

77h, 5. O. 10421. Selbsttätige Flugzeugsteuerung. Dr.-Ing. Fritz Oesterlen, Hannover, Callinstr. 11. A. 28. 11. 17. E. 13. 5. 19.

77h, 5. Sch. 52251. Tragfläche mit eingebautem Kühler. Michael Schleiffer, Gotha. A. 26. 11. 17. E. 13. 5. 19.

77h, 6. Sch. 52959. Schraube für Luftfahrzeuge. Johann Schwartz, Herrenbrücke b. Lübeck. A. 24. 4. 18. E. 13. 5. 19.

77h, 2. S. 42045. Gondelaufhängung für Prall-Luftschiffe; Zus. z. Pat. 304047. Dipl.-Ing. Albert Simon, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 26. A. 6. 12. 13. E. 3. 5. 19.

77h, 4. H. 64396. Starres Luftschiff mit in der Längsachse angeordnetem Träger. Oskar Hackenberg, zurzeit Wilhelmshaven, Roonstr. 39. A. 22. 11. 13. E. 3. 5. 19.

77h, 5. D. 33661. Flugzeug. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A. 21. 8. 17. E. 20. 5. 19.

77h, 5. E. 22234. Steuerung für Flugzeuge. Dr.-Ing. Eugen Essich, Stuttgart, Sonnenbergstr. 5b. A. 23. 3. 17. E. 20. 5. 19.

77h, 5. H. 75400. Spannschloß. Hugo Hohmann, Berlin-Westend. A. 10. 10. 18. E. 20. 5. 19.

77h, 5. P. 34333. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl. Kalman Baron Pfeiffer, Wien. Österreich 30. 9. 15. A. 23. 10. 15. E. 20. 5. 19.

77h, 7. G. 46424. Metallklammer für Flugzeugtragflächen. Friedrich Graß, Berlin, Fruchtsstr. 59. A. 21. 3. 18. E. 20. 5. 19.

77h, 9. T. 22006. Startbock für Landflugzeuge. Willi Tillaack, Friedrichshagen b. Berlin. A. 8. 5. 18. E. 20. 5. 19.

77h, 10. K. 64418. Schwingenflugzeug. Sigmund Kalisch, Galánta, Ungarn. Österreich 9. 7. 14 und 13. 4. 17. A. 3. 7. 17. E. 20. 5. 19.

77h, 5. K. 56334. Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordneten Tragflächen. Paul Kosboth, Zeulenroda. A. 3. 10. 13. E. 25. 5. 19.

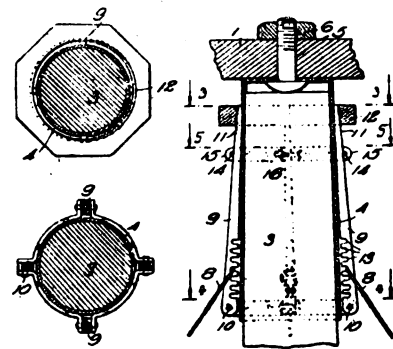
77h, 7. K. 65748. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche. Erich Kempe, Nürnberg, Sulzbacherstr. 80. A. 2. 3. 18. E. 20. 5. 19.

77h, 9. H. 73289. Achsverkleidung für das Fahrgestell von Flugzeugen. Hannoversche Waggonfabrik, A.-G., Hannover-Linden. A. 7. 12. 17. E. 15. 5. 19.

77h, 9. H. 74401. Flugzeug mit aufklappbarem Fahrgestell. Gustav Havemann, Dresden, Franklinstr. 19. A. 21. 5. 18. E. 15. 5. 19.

Auszüge aus den Patentschriften.

Nr. 309664. Verspannung für die Tragflächenzellen von Doppeldeckern. John Thomas Havens in Asbury Park, New Jersey, V. St. A. Über den Füßen der Druckstreben sind Hülsen 4 gestreift, die an dem Holm 1 durch Bolzen 5 und Mutter 6 befestigt sind. An den Hülsen sind die Klapphebel 9 bei 10 drehbar angebracht, die an einem Ende mit Zähnen 11 entsprechend dem Gewinde der über ihre Enden geschraubten Mutter 12 versehen sind und nahe ihrem entgegengesetzten Ende Einkerbungen 13 besitzen, in welche die Spanndrähte 7 mit Schlaufen 8 eingehängt werden.

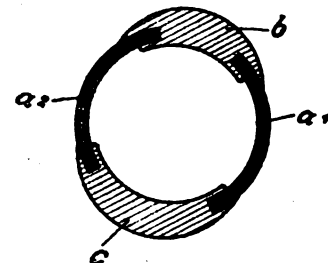


Zu Nr. 309664.

Bei Anbringung der Spanndrähte werden die Hebel 9 herabgeklappt, in welcher die Drähte leicht über dieselben gestreift und in die richtige Einkerbung gelegt werden können. Durch Aufklappen der Hebel werden die Drähte straffgezogen, worauf die Mutter 12 auf die Zähne 11 der Hebel geschraubt wird.

Um zu verhindern, daß beim Abschrauben des Ringes 12 zwecks Vornahme einer Änderung an einem der Hebel 9 gleichzeitig sämtliche Hebel in der betreffenden Hülse freigegeben werden, wird zum Festhalten jedes Hebels 9 noch ein Riegel 14 vorgesehen, der durch in einem entsprechenden Abstände voneinander angeordnete Lappen 15 geht, die man durch Aufbiegen der Enden von an der Hülse 4 durch Nieten o. dgl. befestigten Bogenstücken 16 bildet. Jeden Riegel 14 kann man unabhängig von den anderen verschieben.

309968. Hohle Radbereifung aus Zellstoff. Hans Grünwald in Hannover. — Die Radbereifung besteht aus zwei schalenartigen Teilen a^1, a^2 , die aus kreuzweise verleimten Furnieren hergestellt sind, wobei die innere Stoßfuge der schalenartigen Teile



Zu Nr. 309968.

durch die Radfelge b, die äußere durch einen Laufkranz c überdeckt wird.

Hierdurch wird die Herstellung gegenüber der geschlossenen Zelluloidröhre vereinfacht. Auch ist Zelluloid oder das ferner für diesen Zweck verwendete Xylonit spröde, so daß es leicht bricht, während dagegen bei der Verwendung von kreuzweise übereinander geleimten Holzurnieren die Reifen eine gute Elastizität erhalten können, welche die Bruchgefahr in den in Frage kommenden Grenzen beseitigt.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Über Motorlastwagen und deren Verwendung nach dem Kriege. Von Th. Wolff. Interessante Berechnungen über Rentabilität und Verwendungsfähigkeit.

Wolff berechnet z. B. die Betriebskosten eines Motorwagens von etwa 24—28 PS und 100 Ztr. Traglast, dessen Anschaffungswert sich auf etwa M. 16000 stellt, auf jährlich rd. M. 12000. Auf deh Tonnenkilometer, täglich eine Fahrstrecke von 80 km angenommen, würden, die leere Rückfahrt eingerechnet, rund 22 Pf. kommen. Beim Pferdebetrieb stellen sich die Kosten für den Tonnenkilometer erfahrungsgemäß auf 30—38 Pf.

Kriegssteuergesetz 1918. Inhalt: Außerordentliche Kriegsabgabe der Einzelpersonen und Gesellschaften. — Umsatzsteuer und Luxussteuer. — Steuerflucht. — Errichtung eines Reichsfinanzhofes. — Neuer Posttarif. — Neuer Wechselstempeltarif. Verlag von L. Schwarz & Co., Berlin S 14, Dresdenerstr. 80. Preis M. 1,40. Okt.-Format.

Das neue Umsatzsteuergesetz vom 26. Juli 1918 nebst Luxussteuer und Ausführungsbestimmungen. Für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt, Berlin, und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Mit

Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und Sachregister. 6. Aufl. des »Gesetzes über einen Warenumsatzstempel« der gleichen Autoren. Preis gebunden M. 6,60 und 10% Kriegsteuerzuschlag. Okt.-Format. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C 2.

Vom 1. August 1918 ab werden alle Warenumsätze mit einem Stempel von 5⁰⁰/₁₀₀ belegt. Im Januar 1919 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen nach diesem neuen Gesetz abzugeben.

Die Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. 7. vermehrte Auflage mit 131 Abbildungen. Okt.-Format. Preis geheftet M. 4,80. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West.

Die vorliegende neue Auflage dieses Buches beweist, daß dasselbe in verhältnismäßig kurzer Zeit sich viele Freunde in Fachkreisen zu verschaffen gewußt hat. Ein derartiger Leitfadener für eintretende Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen ist durch den lang andauernden Krieg um so mehr erwünscht, als die Maschinen durch die Eigenart ihrer starken Inanspruchnahme in vielen Fällen ihren Dienst versagen. Das Buch hat gegenüber den älteren Auflagen eine Vermehrung erfahren und dürfte, seinem Ziele entsprechend, in allen vorkommenden Fällen den Maschinisten, Installateuren, Monteuren, Werkmeistern usw. wie auch den Besitzern elektrischer Anlagen die Beaufsichtigung und Reparaturarbeit erleichtern.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pt.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Die Flugtechnischen Sprechabende der Gesellschaft finden bis auf weiteres jeden zweiten Mittwoch im Monat mit Ausnahme der Sommermonate Juli, August, September im Flugverbandhause, Berlin, Blumeshof 17 (Schöneberger Ufer 40) statt.

2. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserem Mitglied, Herrn Prof. Junkers, Dessau, Albrechtstraße 47, ist die Würde eines Dr.-Ing. e. h. von der Techn. Hochschule in München, verliehen worden.

Unserem Mitglied, Herrn Dipl.-Ing. Munk, Warnemünde, sind die Würden Dr.-Ing. und Dr. phil. verliehen worden.

3. Verstorben:

Herr Kommerzienrat August Riedinger, Augsburg, Prinzregentenstr. 2.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das Geschäftsjahr aufgenommen:

Hptm. a. D. Karl Solff, stellv. Direktor der Ges. Telefunken, Berlin-Wilmersdorf, Kaiser-Allee 156.

Dipl.-Ing. Rudolf Schubert, Friedrichshagen, See-straße 63.

Dr.-Ing. Karl Schapira, Direktor d. Ges. Telefunken, Berlin-Schöneberg, Innsbrucker Str. 38.

Rittm. a. D. Egbert von Lepel, Ing., Berlin-Wilmersdorf, Weimarische Str. 4.

Obering. H. Dechamps, Bremen, Horner Str. 37.

Prof. A. Riedler, Charlottenburg, Techn. Hochschule. Ing. Kromer, Charlottenburg-Westend, Thüringer Allee 2.

Ing. Max Baumgart, Berlin W. 57, Winterfeldstr. 15. Kaufmann Alex. Friedr. Fleischer, Neukölln, Selchowestr. 23/24 II.

Dipl.-Ing. Konrad Harmsen, Köpenick, Wendenschloß, Fontanestr. 12.

Obering. Josef Schroeder, Leipzig-Gohlis, Landsbergerstr. 46.

Prof. K. Kutzbach, Direktor des Versuchs- und Materialprüfungsamtes der Techn. Hochschule Dresden. Ing. Walter Freudenreich, Charlottenburg 4, Pestalozzistr. 35.

Dr.-Ing. Karl Schaffran, Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Berlin NW. 23, Schleuseninsel im Tiergarten.

Obering. Heinrich Kann, Charlottenburg, Ilsenburgerstraße 2.

Dipl.-Ing. Heidelberg, Bensberg b/Köln, Kol. Frankenforst.

Dr. phil. Chr. v. Hofe, Zehlendorf (West), Parkstr. 3.

Dr.-Ing. Rudolf Mades, Berlin-Schöneberg, Kaiser Friedrichstr. 6.

5. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Otto Schwager, Charlottenburg, Friedbergstraße 24.

Prof. Dr.-Ing. H. Reißner, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacher Str. 18.

Dipl.-Ing. Zahn, Obertürkheim a. N., Ulbacher Str. 105. Mar.-Bmstr. Wischer, Rostock, Mecklbg., Friedrich-Franzstr. 100/II.

Dipl.-Ing. Ludwig Gutermuth, Stralsund, Frankenstr. 60.

Dipl.-Ing. Karl Goldstein, Diskus-Werke, Frankfurt a. M., Neue Mainzer Str. 24.

Bankier Paul A. Meckel, Berlin NW 40, In den Zelten 13.

Dr. Schapira, Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Berlin SW. 61, Tempelhofer Ufer 9.

Dipl.-Ing. Ernst Goebel, Charlottenburg, Roscherstraße 15, II.

Dipl.-Ing. Kelling, Rostock/Mecklbg., Blücherstr. 20, I.

Dipl.-Ing. Rob. Knorr, München, Galeriestr. 35a, I. Pension Rub.

Major Karl Seitz, Berlin SW. 11, Schönebergerstr. 11.

Prof. F. Linke, Frankfurt a/M., Mendelssohnstr. 77.

Dipl.-Ing. Rob. Gsell, Grünau (Mark), Wilhelmstr. 1.

Hauptmann Drechsel, Karlshorst, Riastr. 5.

Exz. von Valentini, Hameln a/W., Ostertorwall 12.

Direktor Ernst Wolf, Lichterfelde-Ost, Bismarckstr. 7.

Cand.-Ing. Focke, Hannover, Gerberstr. 25, II.

Prof. Dr. Friedländer, Frankfurt a/M., Brentanopl. 1.

W. Stieber, Amberg, Oberpfalz.

Oberbaurat Wahl, Ilmenau i/Thür., Goethestr. 21.

Fhr. v. Doblhoff, Hermsdorf b/Berlin, Kaiserstr. 25.

Amtsrichter Alex. Meyer, Berlin, Sownerstr. 3.

Hermann Beyer, Dresden, Pragerstr. 47.

Dipl.-Ing. K. Scholler, Charlottenburg, Königsweg 31, II, Port. II.

6. Reklamationen betreffs unpünktlicher Lieferung der Zeitschrift sind zunächst an das zuständige Postamt zu richten. Beim Wohnungswechsel, soweit dieser nicht im Bereich desselben Postamts vor sich geht, wird die Zeitschrift nicht ohne weiteres nachgesandt, sondern es ist ein hierauf bezüglicher Antrag beim Postamt unter Überweisung von 50 Pf. einzureichen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Dr. S. FINSTERWALDER
Geh. Hofrat
Professor an der Kgl. Technischen Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Straßburg, z. Z. Wien,
K. und K. Flieger-Arsenal

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn. Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

26. April 1919.

Heft 7 und 8.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee«.

INHALT:

Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen. Von P. Jaray, Friedrichshafen a. B. S. 73.
Der italienische Caproni-Doppeldecker. Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner. (Schluß aus Heft 21 22.) S. 82.

Patentschau. S. 90.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 91.

Näherungsformeln zur praktischen Berechnung der Höhenleistung von Flugzeugen.

Von P. Jaray, Friedrichshafen a. B.

In der Praxis des Flugzeugbaues dürfte es sehr häufig — besonders bei Aufstellung von Vergleichen, die die Wahl des für einen bestimmten Zweck geeignetsten Flugzeugs erleichtern sollen — erwünscht sein, die größte Flughöhe und die Geschwindigkeit in dieser sowie die größte Geschwindigkeit überhaupt durch eine möglichst einfache kurze Rechnung zu ermitteln. In den wenigsten Fällen ist zudem die Charakteristik des zu verwendenden Flügelprofils bekannt und selbst wenn diese vorliegt, ist ihre Verwendung an die Bestimmung der schädlichen Widerstände gebunden, was die ganze Rechnung sehr umständlich und langwierig macht. Schließlich ist das Resultat einer solchen ausführlichen Rechnung trotzdem keineswegs genau, weil die unzähligen Annahmen in den Zwischenrechnungen, hauptsächlich was die Widerstandszahlen der im Fahrtwind liegenden Teile anbelangt, das Ergebnis sehr beeinflussen. Hier kommt man mit zielsicheren Annahmen, die schon in Nähe des Resultats liegen, weiter, wenigstens wird hierdurch eine wesentliche Vereinfachung der Rechnung ermöglicht. Auch lassen sich

durch Vorversuche mit ähnlichen Flugzeugen hierfür recht gut brauchbare Zahlenwerte schaffen.

In nachstehendem sollen Formeln zu einer solchen Näherungsrechnung abgeleitet und im Anschluß hieran einige Zahlenbeispiele durchgeführt werden. Zur Erklärung der in den Gleichungen verwendeten Zeichen diene die Tabelle I.

Der Auftrieb ist allgemein

$$A = \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2 \quad (1)$$

und in der größten Flughöhe, in welcher

$$A = G_g \quad (2)$$

wird, ist zu setzen

$$G_g = \zeta_{Ag} \frac{\gamma_g}{g} F v_g^2 \quad (3)$$

(G_g = in der größten Höhe zu tragendes Gesamtgewicht).

Die Geschwindigkeit ergibt sich allgemein aus.

$$W = \zeta_W \frac{\gamma}{g} F v^2 \quad (4)$$

und

$$W = \frac{75 \eta N}{v} \quad (5)$$

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Über Motorlastwagen und deren Verwendung nach dem Kriege. Von Th. Wolff. Interessante Berechnungen über Rentabilität und Verwendungsfähigkeit.

Wolff berechnet z. B. die Betriebskosten eines Motorwagens von etwa 24—28 PS und 100 Ztr. Traglast, dessen Anschaffungswert sich auf etwa M. 16000 stellt, auf jährlich rd. M. 12000. Auf 100 Tonnenkilometer, täglich eine Fahrstrecke von 80 km angenommen, würden, die leere Rückfahrt eingerechnet, rund 22 Pf. kommen. Beim Pferdebetrieb stellen sich die Kosten für den Tonnenkilometer erfahrungsgemäß auf 30—38 Pf.

Kriegssteuergesetze 1918. Inhalt: Außerordentliche Kriegsabgabe der Einzelpersonen und Gesellschaften. — Umsatzsteuer und Luxussteuer. — Steuerflucht. — Errichtung eines Reichsfinanzhofes. — Neuer Posttarif. — Neuer Wechselstempeltarif. Verlag von L. Schwarz & Co., Berlin S 14, Dresdenerstr. 80. Preis M. 1,40. Okt.-Format.

Das neue Umsatzsteuergesetz vom 26. Juli 1918 nebst Luxussteuer und Ausführungsbestimmungen. Für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt, Berlin, und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Mit

Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und Sachregister. 6. Aufl. des »Gesetzes über einen Warenumsatzstempel« der gleichen Autoren. Preis gebunden M. 6,60 und 10% Kriegsteuerzuschlag. Okt.-Format. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C 2.

Vom 1. August 1918 ab werden alle Warenumsätze mit einem Stempel von 5/100 belegt. Im Januar 1919 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen nach diesem neuen Gesetz abzugeben.

Die Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen, insbesondere deren Ursachen und Beseitigung. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. 7. vermehrte Auflage mit 131 Abbildungen. Okt.-Format. Preis geheftet M. 4,80. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West.

Die vorliegende neue Auflage dieses Buches beweist, daß dasselbe in verhältnismäßig kurzer Zeit sich viele Freunde in Fachkreisen zu verschaffen gewußt hat. Ein derartiger Leitfaden für eintretende Störungen an elektrischen Maschinen, Apparaten und Leitungen ist durch den lang andauernden Krieg um so mehr erwünscht, als die Maschinen durch die Eigenart ihrer starken Inanspruchnahme in vielen Fällen ihren Dienst versagen. Das Buch hat gegenüber den älteren Auflagen eine Vermehrung erfahren und dürfte, seinem Ziele entsprechend, in allen vorkommenden Fällen den Maschinisten, Installateuren, Monteuren, Werkmeistern usw. wie auch den Besitzern elektrischer Anlagen die Beaufsichtigung und Reparaturarbeit erleichtern.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Ami Lützow 6508.

1. Die Flugtechnischen Sprechabende der Gesellschaft finden bis auf weiteres jeden zweiten Mittwoch im Monat mit Ausnahme der Sommermonate Juli, August, September im Flugverbandhause, Berlin, Blumeshof 17 (Schöneberger Ufer 40) statt.

2. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserem Mitglied, Herrn Prof. Junkers, Dessau, Albrechtstraße 47, ist die Würde eines Dr.-Ing. e. h. von der Techn. Hochschule in München, verliehen worden.

Unserem Mitglied, Herrn Dipl.-Ing. Munk, Warnemünde, sind die Würden Dr.-Ing. und Dr. phil. verliehen worden.

3. Verstorben:

Herr Kommerzienrat August Riedinger, Augsburg, Prinzregentenstr. 2.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das Geschäftsjahr aufgenommen:

Hptm. a. D. Karl Solff, stellv. Direktor der Ges. Telefunken, Berlin-Wilmersdorf, Kaiser-Allee 156.

Dipl.-Ing. Rudolf Schubert, Friedrichshagen, See-straße 63.

Dr.-Ing. Karl Schapira, Direktor d. Ges. Telefunken, Berlin-Schöneberg, Innsbrucker Str. 38.

Rittm. a. D. Egbert von Lepel, Ing., Berlin-Wilmersdorf, Weimarische Str. 4.

Obering. H. Dechamps, Bremen, Horner Str. 37.

Prof. A. Riedler, Charlottenburg, Techn. Hochschule. Ing. Kromer, Charlottenburg-Westend, Thüringer Allee 2.

Ing. Max Baumgart, Berlin W. 57, Winterfeldstr. 15. Kaufmann Alex. Friedr. Fleischer, Neukölln, Selchowestr. 23/24 II.

Dipl.-Ing. Konrad Harmsen, Köpenick, Wendenschloß, Fontanestr. 12.

Obering. Josef Schroeder, Leipzig-Gohlis, Landsbergerstr. 46.

Prof. K. Kutzbach, Direktor des Versuchs- und Materialprüfungsamtes der Techn. Hochschule Dresden.

Ing. Walter Freudenreich, Charlottenburg 4, Pestalozzistr. 35.

Dr.-Ing. Karl Schaffran, Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Berlin NW. 23, Schleuseninsel im Tiergarten.

Obering. Heinrich Kann, Charlottenburg, Ilsenburgerstraße 2.

Dipl.-Ing. Heidelberg, Bensberg b/Köln, Kol. Frankenforst.

Dr. phil. Chr. v. Hofe, Zehlendorf (West), Parkstr. 3.

Dr.-Ing. Rudolf Mades, Berlin-Schöneberg, Kaiser Friedrichstr. 6.

5. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Otto Schwager, Charlottenburg, Friedbergstraße 24.

Prof. Dr.-Ing. H. Reißner, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacher Str. 18.

Dipl.-Ing. Zahn, Obertürkheim a. N., Ulbacher Str. 105. Mar.-Bmstr. Wischer, Rostock, Mecklbg., Friedrich-Franzstr. 100/II.

Dipl.-Ing. Ludwig Gutermuth, Stralsund, Frankenstr. 60.

Dipl.-Ing. Karl Goldstein, Diskus-Werke, Frankfurt a. M., Neue Mainzer Str. 24.

Bankier Paul A. Meckel, Berlin NW 40, In den Zelten 13.

Dr. Schapira, Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Berlin SW. 61, Tempelhofer Ufer 9.

Dipl.-Ing. Ernst Goebel, Charlottenburg, Roscherstraße 15, II.

Dipl.-Ing. Kelling, Rostock/Mecklbg, Blücherstr. 20, I.

Dipl.-Ing. Rob. Knorr, München, Galeriestr. 35a, I.

Pension Rub.

Major Karl Seitz, Berlin SW. 11, Schönebergerstr. 11.

Prof. F. Linke, Frankfurt a/M., Mendelssohnstr. 77.

Dipl.-Ing. Rob. Gsell, Grünau (Mark), Wilhelmstr. 1.

Hauptmann Drechsel, Karlshorst, Riast. 5.

Exz. von Valentini, Hameln a/W., Ostertorwall 12.

Direktor Ernst Wolf, Lichterfelde-Ost, Bismarckstr. 7.

Cand.-Ing. Focke, Hannover, Gerberstr. 25, II.

Prof. Dr. Friedländer, Frankfurt a/M., Brentanopl. 1.

W. Stieber, Amberg, Oberpfalz.

Oberbaurat Wahl, Ilmenau i/Thür., Goethestr. 21.

Frhr. v. Doblhoff, Hermsdorf b/Berlin, Kaiserstr. 25.

Amtsrichter Alex. Meyer, Berlin, Sowerstr. 3.

Hermann Beyer, Dresden, Pragerstr. 47.

Dipl.-Ing. K. Scholler, Charlottenburg, Königs-
weg 31, II, Port. II.

6. Reklamationen betreffs unpünktlicher Lieferung der Zeitschrift sind zunächst an das zuständige Postamt zu richten. Beim Wohnungswechsel, soweit dieser nicht im Bereich desselben Postamts vor sich geht, wird die Zeitschrift nicht ohne weiteres nachgesandt, sondern es ist ein hierauf bezüglicher Antrag beim Postamt unter Überweisung von 50 Pf. einzureichen.

Die Geschäftsstelle.

der Flügel verändern, während der Wirkungsgrad des Propellers bei verschiedener Fluglage nur durch die dabei auftretenden Geschwindigkeitsänderungen — die Tourenzahländerungen sind bei den modernen Propellern sehr gering und zu vernachlässigen — in engen Grenzen beeinflusst wird.

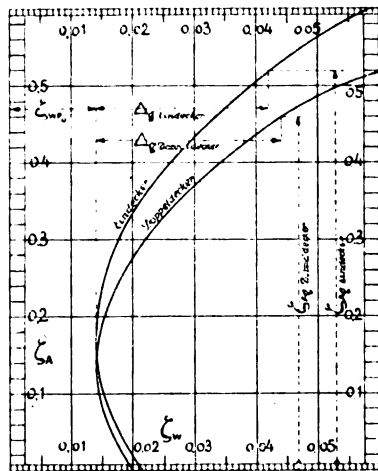


Fig. 1.

Ein Überschlagn für die Größe ζ_{Wg} läßt sich auf folgende Art gewinnen.

Die minimale Flügelwiderstandszahl ζ_{WF_0} der Gl. (12) ist entweder aus Profiluntersuchungen — vgl. auch Fig. 1 — bekannt oder kann ohne großen Fehler¹⁾ nach Tabelle II angenommen werden.

Tabelle II

Flügel-Minimalwiderstandszahl		Grenzwerte für normale Flügelprofile	Mittelwerte
ζ_{WF_0}	für Eindecker . .	0,010 bis 0,020	0,012 bis 0,016
	für Doppeldecker.		

Für die Größe Δ_g trifft die gleiche Voraussetzung zu wie für ζ_{WF_0} , allerdings ist Δ_g außerdem von der Größe $\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F}\right)$ abhängig, wobei den größeren Werten der Körperwiderstandszahl die höheren Werte von Δ_g entsprechen. In Tabelle III sind die für die Praxis brauchbaren Zahlen von Δ_g zusammengestellt.

Tabelle III

Widerstandsdifferenzialzahl		Grenzwerte für normale Flugzeuge	Mittelwerte
Δ_g	für Eindecker . .	0,024 bis 0,032	0,026 bis 0,030
	für Doppeldecker.		

Die Körperwiderstandszahl wird durch die allgemeine Bauart und durch die mehr oder weniger sorgfältige Ausbildung der widerstandbietenden Teile bedingt und beeinflusst die Höhenleistungen, wie an einem späteren Beispiel gezeigt wird, in außerordentlicher Weise. Die Wahl von $\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F}\right)$ soll durch die nachstehende Tabelle IV erleichtert werden.

¹⁾ Vgl. auch hierzu die früher veröffentlichten Arbeiten des Verfassers in dieser Zeitschrift und in der Österr. Flugzeitschrift.

Bei Eindeckern mit Verspannung und bei Mehrstiellern lassen sich keine engen Grenzen angeben, weil hier die Konstruktionsart allzugroßen Einfluß auf die Widerstandszahl ausübt.

Genauere Zahlen erhält man durch einen Versuch mit einem ähnlich gebauten Flugzeug, das mit möglichst geringem Gewicht beladen, in geringer Höhe horizontal geflogen wird. Der Flügelwiderstand wird bei Flugzeugen großer Steighöhe im niedrigen Horizontalflug ein relatives Minimum, das durch die oben angegebenen Zahlen für ζ_{WF_0} errechenbar ist, weshalb bei Abzug des Flügelminimalwiderstands vom Gesamtwiderstand der Körperwiderstand übrig bleibt. In diesem Flugzustand wird das Maximum der Horizontalfluggeschwindigkeit erreicht, was bei bekannten Körper- und Flügelminimalwiderstandszahlen eine Rückrechnung der Maximalgeschwindigkeit ermöglicht. Hierauf soll später bei Durchführung der Beispiele zurückgegriffen werden. Aus den Gl. (6) bis (8) ist

$$W = \left(\zeta_{WF} + \sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} \right) \frac{\gamma}{g} F v^2, \dots (18)$$

wobei für $v = v_{\max}$ auch $\zeta_{WF} = \zeta_{WF_0}$ gesetzt werden muß. Unter Eliminierung von W durch Gl. (5) ergibt sich für

$$\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} \right) = \frac{75 \eta N}{v_{\max}^3 \frac{\gamma}{g} F} - \zeta_{WF_0} \dots (19)$$

beziehungsweise für

$$v_{\max} = \sqrt[3]{\frac{75 \eta N}{\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} + \zeta_{WF_0} \right) \frac{\gamma}{g} F}} \dots (20)$$

Dabei ist zu beachten, daß bei Flugzeugen großer Höhenleistung der Anstellwinkel des relativ geringsten Flügelwiderstands (bei den meisten z. Zt. gebräuchlichen Profilen etwa 0° zur Sehne) einem negativen Rumpfanstellwinkel, also einer Rumpfeigung abwärts (von etwa -2° bis -6°) entspricht, was für Rumpf, Flossen und Ruder schätzungsweise die etwa gleiche Körperwiderstandszahl wie bei positiv angestelltem Rumpf in der Höhe (bei etwa $+4^\circ$ bis $+8^\circ$) bedingt. (Als Grund zu dieser Annahme sei auf die unsymmetrische Rumpfausbildung zur horizontalen Längsebene, auf den abwärts geneigten Luftstrom hinter den Flügeln und auf die verschiedenen Höhenruderlagen hingewiesen.) Jedenfalls dürften die Unterschiede der Körperwiderstandszahlen in den beiden Fällen nicht erheblich sein, so daß eine Gleichsetzung der Größen zur Ermittlung eines Näherungswertes zulässig erscheint. Bei Flugzeugen geringer Höhenleistung wird die Bedingung $\zeta_{WF} = \zeta_{WF_0}$ unter Umständen nicht erfüllt werden können, weil zur Ausführung eines Horizontalfluges ein positiver Anstellwinkel der Flügel erforderlich sein kann, der nicht mehr dem Minimum der Profilwiderstandszahl entspricht. Hier wird aber trotz ungenügend negativer Rumpfeigung durch den größeren Flügelwiderstand eine Verringerung der Geschwindigkeit hervorgerufen, so daß durch diesen Ausgleich der Wert $\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} \right)$

wieder etwa gleich $\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} \right)$ wird. Bei entsprechender Wahl von ζ_{WF_0} und genauer Messung der Fluggeschwindigkeit (hier dürfte nur ein richtig angeordnetes Pitotrohr brauchbare Resultate geben) ist demnach in den meisten Fällen mit Hilfe dieser Methode die Bestimmung der Summe

Tabelle IV

Körperwiderstandszahl		Flugzeug ohne Verspannung	Flugzeug mit Verspannung			
$\left(\sum \zeta_{WK} \frac{f}{F} \right)$	für Eindecker . .	0,006 bis 0,010	0,010 bis 0,020			
	für Doppeldecker.	0,006 bis 0,012	mit beiderseits je			
			1 Stiel	1 Stielpaar	2 Stielpaaren	3 u. mehr Stielpaaren
			0,010 bis 0,014	0,012 bis 0,016	0,014 bis 0,019	0,016 bis 0,024

aller Körperwiderstände, die für den Flug auf größte Höhe in Frage kommt, möglich. Der Propellerwirkungsgrad weist allerdings beim Horizontalflug in niedriger Höhe und beim Steigen bzw. beim Flug in größter Höhe ziemliche Unterschiede auf, die berücksichtigt werden müssen. Hierfür werden weiter unten einige Anhaltspunkte gegeben.

Die Größe ζ_{A_0} ist in ziemlich weiten Grenzen abhängig vom gewählten Flügelprofil, von der Anordnung der Flügel, von der Flächenform und außerdem auch von der Körperwiderstandszahl — wenn auch in geringerem Maß wie Δ_0 —, wobei den größeren Werten von $\left(\frac{S \zeta_{W K_0}}{F}\right)$ etwas höhere Werte von ζ_{A_0} entsprechen. Als praktisch brauchbare Zahlen können für Näherungsrechnungen die Werte der Tabelle V angenommen werden.

Tabelle V

Höhen-Auftriebszahl	Grenzwerte für normale Flugzeuge	Mittelwerte
ζ_{A_0}		
für Eindecker . .	0,46 bis 0,58	0,50 bis 0,54
für Doppeldecker .	0,40 bis 0,52	0,44 bis 0,48

Dabei wird vorausgesetzt, daß das Verhältnis von Spannweite zu mittlerer Flügeltiefe gleich oder größer als 6, also

$$\frac{B}{C_m} = \frac{B^2}{F} \geq 6 \quad (21)$$

und bei Doppeldeckern der Flügelabstand mindestens gleich der Flügeltiefe an dieser Stelle ist, also

$$\frac{E}{C} \geq 1 \quad (22)$$

Als weitere Unbekannte der Gl. (17) tritt der Triebwerkwirkungsgrad auf.

Allgemein ist

$$\eta = \eta_G \cdot \eta_P \quad (23)$$

Für η_G können etwa die Werte der Tabelle VI den Rechnungen zugrunde gelegt werden.

Tabelle VI

Getriebewirkungsgrad	Normale gute Ausführungen
η_G	
für einfache Übersetzung .	0,97 bis 0,98
für doppelte Übersetzung .	0,93 bis 0,95

Für η_P bestehen mangels geeigneter Meßeinrichtungen keine eng abgegrenzten Werte. Im wesentlichen ist der Propellerwirkungsgrad — bei sonst gleicher Bauart — vom Verhältnis der Fluggeschwindigkeit zur Umfangsgeschwindigkeit abhängig.

Allgemein ist

$$P = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \quad (24)$$

demnach für die Schubkraft eines Flügелеlements

$$dS = \sigma \frac{\gamma}{g} C dR (R\omega)^2 \quad (25)$$

Die Tiefe des Flügелеlements kann durch die Völligkeit der Propellerfläche zur Kreisfläche mit dem gleichen Radius ersetzt werden; dann ist unter gleichzeitiger Einführung der Flügelzahl

$$C = \frac{\varphi}{z} \pi R \quad (26)$$

und

$$dS = \sigma \frac{\gamma}{g} \frac{\varphi \pi}{z} R \cdot dR \cdot (R\omega)^2 \quad (27)$$

Werden die Teilkräfte dS an einem gemeinsamen Punkt R_s vereinigt gedacht, der zum Außenradius R_a in der Beziehung steht

$$R_s = \varrho_s \cdot R_a \quad (28)$$

so kann für S geschrieben werden, wenn z Propellerflügel vorhanden sind

$$S = \sigma \frac{\gamma}{g} \varphi \pi \varrho_s^2 R_a^4 \omega^2 \quad (29)$$

In gleicher Weise ist eine Ableitung für die Tangentialkraft möglich, woraus sich für T analog

$$T = \tau \frac{\gamma}{g} \varphi \pi \varrho_r^2 R_a^4 \omega^2 \quad (30)$$

und die vom Propeller aufgenommene Leistung, da

$$dL = dT \cdot R\omega \quad (31)$$

ist, zu

$$L = \lambda \frac{\gamma}{g} \varphi \pi \varrho_L^3 R_a^5 \omega^3 \quad (32)$$

ergibt.

Der Wirkungsgrad ist nun allgemein

$$\eta = \frac{Pv}{L} \quad (33)$$

im vorliegenden Fall demnach

$$\eta_P = \frac{Sv}{L} \quad (34)$$

oder

$$\eta_P = \frac{\sigma \varrho_s^2}{\lambda \varrho_L^2} \cdot \frac{v}{R_a \omega} \quad (35)$$

Vereinfacht kann dieser Ausdruck geschrieben werden, wenn für den ersten Faktor x und für $R_a \omega = u$ gesetzt wird

$$\eta_P = x \frac{v}{u} \quad (36)$$

Die Abhängigkeit des Wertes x von $\frac{v}{u}$ wurde unter Zuhilfenahme einer größeren Zahl von Versuchen, deren Ergebnisse in Fachschriften veröffentlicht sind (vgl. auch Literaturnachweis), ermittelt und in Fig. 2 zur Darstellung gebracht. Da die Punkte ziemlich stark verstreut liegen, sind die für die Praxis brauchbaren Mittelwerte durch eine Kurve ausgeglichen worden, die der Gleichung

$$\eta_P = 2,05 \sqrt{\frac{v}{u} - 1,55 \left(\frac{v}{u}\right)^2} \quad (37)$$

entspricht.¹⁾ Diese Formel gilt zwischen den Grenzen $\frac{v}{u} = 0,1$

und $\frac{v}{u} = 0,3$, sofern eine gute Profilierung und Formgebung des Flügels bei richtiger, der Fluggeschwindigkeit und der Tourenzahl entsprechender Dimensionierung von Durchmesser und Steigung vorliegt.

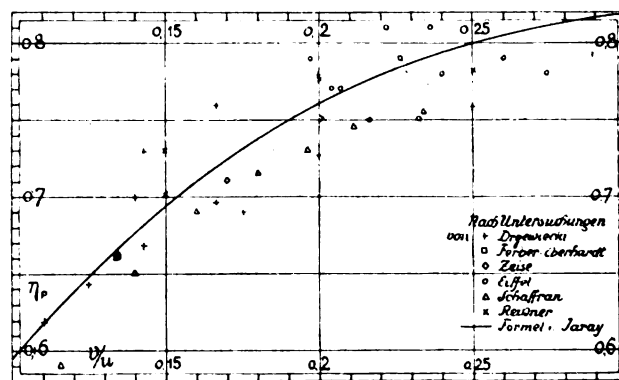


Fig. 2.

¹⁾ Ist zwischen den hauptsächlich in Frage kommenden Verhältnissen von Fluggeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit als Kreisbogen aufgefaßt.

Um die Durchführung der vorliegenden Arbeit einigermaßen vollkommen zu gestalten, soll auch hierüber noch einiges gesagt werden.

Die Tangente des mathematischen Steigungswinkels an der Flügelspitze des Propellers ist

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{v}{u} \quad (38)$$

Der Steigungswinkel der Profilschne, der die sog. nominelle Steigung gewöhnlich kennzeichnet, ist

$$i = \varepsilon + \alpha, \quad (39)$$

daher ist

$$\operatorname{tg} i = \frac{\frac{v}{u} + \operatorname{tg} \alpha}{1 - \frac{v}{u} \operatorname{tg} \alpha} \quad (40)$$

und die Steigung des Propellers aus

$$H = D \pi \operatorname{tg} i, \quad (41)$$

demnach

$$H = D \pi \frac{\frac{v}{u} + \operatorname{tg} \alpha}{1 - \frac{v}{u} \operatorname{tg} \alpha} \quad (42)$$

Da der Wert $\frac{v}{u} \cdot \operatorname{tg} \alpha$ im Verhältnis zu 1 sehr klein ist und praktisch ohne weiteres vernachlässigt werden kann¹⁾, so läßt sich für H auch angenähert schreiben

$$H = \left(\frac{v}{u} + \operatorname{tg} \alpha \right) D \pi \quad (43)$$

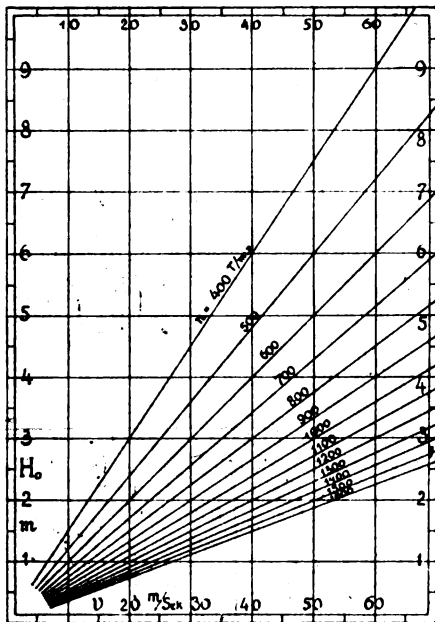


Fig. 3.

Da nun

$$\frac{v}{u} = \frac{60 v}{\pi n D} \quad (44)$$

ist, so kann schließlich als praktische Formel für H gesetzt werden

$$H = \frac{60 v}{n} + \operatorname{tg} \alpha \pi D = H_0 + \Delta H, \quad (45)$$

wobei H_0 als »Nullsteigung«, d. i. jene Steigung, bei welcher $\alpha = 0$ ist und ΔH als »Steigungszuschlag« angesprochen

¹⁾ Beeinflusst H um höchstens 2% (im Mittel um bloß 0,4%), was innerhalb den Genauigkeitsgrenzen bei der Herstellung der Propeller liegt.

werden mag. Die Fig. 3 und 4 enthalten H_0 und ΔH über v bzw. D , wobei für $\operatorname{tg} \alpha$ die in Tabelle VII angegebenen Werte zugrunde gelegt worden sind.

Tabelle VII

Anstellwinkeltangente		Grenzwerte	Mittelwerte
$\operatorname{tg} \alpha$	für schmale Flügel	— 0,02 bis + 0,04	± 0 bis 0,02
	für breite Flügel	± 0 bis + 0,06	0,02 bis 0,04

Natürlich lassen sich diese Werte nur bei normalen Verhältnissen benutzen, wenn kein besonderer Grund für eine abnormale Steigung vorliegt, wie beispielsweise ein durch eine gegebene Fahrgestellhöhe beschränkter Propellerdurchmesser.

Die Bestimmung der Propellerdurchmesser kann im Rahmen dieser Arbeit nur generell — in Form von Angaben

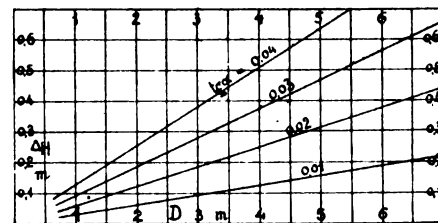


Fig. 4.

für eine Übersichtsrechnung, der normale Verhältnisse zugrunde gelegt werden —, erfolgen, soweit überhaupt das Zusammenstimmen zwischen Flugzeug, Motor und Propeller als Aufgabe des Flugzeugkonstruktors betrachtet werden muß; für den Propellerkonstrukteur sind die Angaben natürlich unzulänglich.

Aus Gl. (32) ist

$$N = \lambda \frac{\gamma}{g} \frac{\pi}{75} \varphi \rho L^3 R_a^5 \omega^3 \quad (46)$$

Aus einer großen Zahl ausgeführter Vergleichsrechnungen nach veröffentlichten Versuchsergebnissen — vgl. den Literaturnachweis — ergibt sich für den Ausdruck $\lambda \varphi \rho L^3$ eine fast lineare Abhängigkeit von H/R_a , so daß unter Einführung von

$$\lambda \frac{\pi}{75 g} \varphi \rho L^3 \cdot k = \nu, \quad (47)$$

wobei k einen Reduktionsfaktor für R_a und ω zu D und n darstellt, die für die Praxis gut brauchbare Form

$$N = \nu \gamma D^4 H \left(\frac{n}{1000} \right)^3 \quad (48)$$

beziehungsweise

$$D = \sqrt[4]{\frac{N}{\nu \gamma H \left(\frac{n}{1000} \right)^3}} \quad (49)$$

erhalten wird.

Die Werte von ν — die, den oben genannten Untersuchungen durch umfassende Vergleichsrechnungen entnommen, sehr empfindlicher Natur sind — sind in der nachstehenden Tabelle VIII abhängig vom Verhältnis des Durchmessers zur mittleren Flügeltiefe zusammengestellt.

Tabelle VIII

Propellerleistungszahl		für D/C_m	Grenzwerte normaler Propeller	Mittelwert
r	für schmale Flügel	12 bis 16	0,38 bis 0,46	0,42
	für breite Flügel	8 bis 12	0,42 bis 0,50	0,46

Immerhin enthält die Gl. (48) bzw. (49) die erst durch Gl. (45) bestimmbare Größe H , die ihrerseits die Größe D

als bekannt voraussetzt. Dies würde eine wechselseitige Annahme notwendig machen, wenn eine umständliche Rechnerei, die durch den geringen Grad der Genauigkeit nicht gerechtfertigt erscheint, vermieden werden soll. Es läßt sich aber auch durch Umformung von Gl. (49) und unter Einführung einer roh angenäherten Steigung, die nur von v und n abhängig ist, ein Näherungswert von D bestimmen, der sich zur Einsetzung in Gl. (45) mit hinreichender Genauigkeit eignet, um so mehr als $\angle H$ gegenüber H_0 ziemlich klein und $tg \alpha$ an sich schon ein recht unsicherer Wert ist.

Es ist dann

$$D' = 2,4 \sqrt[4]{\frac{N}{\gamma v \left(\frac{n}{1000}\right)^2}} \quad \dots \quad (5c)$$

als ungefähre Wert des Propellerdurchmessers, wonach mit Hilfe von Fig. 3 und 4 sich H nunmehr ergibt zu

$$H = \frac{60v}{n} + 7,5 \operatorname{tg} \alpha \sqrt[4]{\frac{N}{\gamma v \left(\frac{n}{1000}\right)^2}} \quad \dots \quad (51)$$

mit welchem Wert D aus Gl. (49) schließlich gerechnet werden kann.

Die zur Bestimmung des ersten Faktors von Gl. (17) nötigen Unterlagen sind durch die vorstehenden Ausführungen nun vollständig gegeben. Bei gewählten oder vorliegenden Größen von Gewicht und Flügelfläche kann die Luftdichte der größten Steighöhe — unter Zugrundelegung einer bestimmten Motorleistungskurve in Abhängigkeit von der Luftdichte — errechnet werden. Dabei ist als Gewicht G_0 natürlich nicht das Abfluggewicht, sondern das Gewicht in größter Flughöhe anzunehmen, das wegen des beim Höhenflug eintretenden Betriebsstoffverbrauches kleiner als das Abfluggewicht ist. Und zwar wird

$$G_0 = G - b \frac{t}{60} N_0 \quad \dots \quad (52)$$

worin N_0 die auf die Bodenluftdichte $\gamma_0 = 1,25$ reduzierte Bodenleistung des Motors bedeutet. Nun ist die Steigzeit bis zur größten Flughöhe ihrerseits abhängig von der Größe G_0/N_0 . Bis zu jener Höhe, die praktisch als größte bezeichnet wird — einige hundert Meter weniger als die theoretisch größte Steighöhe — kann die Steigzeit t angenähert zu

$$t = k_t G_0/N_0 \quad \dots \quad (53)$$

angenommen werden, wobei k_t den Wert von etwa 12 bis 14 besitzt. Werden für b die in Tabelle IX angegebenen Zahlen zugrunde gelegt, die unter Berücksichtigung des abnehmenden Betriebsstoffverbrauches mit abnehmender Luftdichte aufgestellt wurden, so ergibt sich für

$$G_0 = k_b G_0 \quad \dots \quad (54)$$

wobei die Werte für k_b ebenfalls in Tabelle IX enthalten sind.

Tabelle IX

Motorart	Spezifischer Betriebsstoffverbrauch	Reduktionsfaktor des Gewichtes	Mittelwert
Standmotor . .	0,18 bis 0,22	0,95 bis 0,96	0,955
Umlaufmotor .	0,32 bis 0,40	0,91 bis 0,94	0,925

Die Abhängigkeit der Motorleistung von der Luftdichte wird in den meisten Fällen — auch bei genaueren Rechnungen — auf Annahmen beruhen müssen, weil ihre Bestimmung mit erheblichen Schwierigkeiten verbunden ist; bietet schon — für Standversuche — die Schaffung des Unterdrucks für Vergaser und Auspuff Komplikationen, so ist die notwendige Temperaturniedrigung beinahe unmöglich — die einzige wirklich einwandfreie Messung könnte man sich eventuell auf einer fliegenden Versuchsanlage erhältlich denken.

Auf Grund von Nachrechnungen ausgeführter Flüge ist die nachstehend angegebene empirische Gleichung als praktisch brauchbar gefunden worden

$$N = \frac{N_B \gamma^2 - 0,02}{\gamma_B \gamma} \quad \dots \quad (55)$$

Hierin bedeuten N_B und γ_B zusammengehörige Werte, die von dem betreffenden Motor in Bodennähe bei ganz geöffnetem Vergaser — bzw. bei sogenannten Höhenmotoren in jener Höhe, die ein vollständiges Öffnen des Vergasers zuläßt — festgestellt worden sind.

Hieraus ergibt sich für N_0^2 der Gl. (17)

$$N_0^2 = \left(\frac{N_B}{\gamma_B}\right)^2 \gamma_0^4 - 0,04 \gamma_0^2 + 0,0004 \quad \dots \quad (56)$$

Da das letzte Glied des Zählers der rechten Seite wegen Kleinheit gegenüber den anderen Größen mit einem Fehler von etwa 1% für die größte Flughöhe weggelassen werden kann, vereinfacht sich der Ausdruck in

$$N_0^2 = \left(\frac{N_B}{\gamma_B}\right)^2 (\gamma_0^2 - 0,04) \quad \dots \quad (57)$$

und die Gl. (17) geht unter gleichzeitiger Berücksichtigung von Gl. (54) über in

$$\gamma_0 = 0,001744 \frac{\zeta W_0^2}{\zeta A_0^3 \eta^2} \frac{(k_b G_0)^3}{\left(\frac{N_B}{\gamma_B}\right)^2 (\gamma_0^2 - 0,04) F} \quad \dots \quad (58)$$

oder

$$\gamma_0^3 - 0,04 \gamma_0 = 0,001744 \frac{\zeta W_0^2}{\zeta A_0^3 \eta^2} \frac{(k_b G_0)^3}{\left(\frac{N_B}{\gamma_B}\right)^2 F} \quad \dots \quad (59)$$

Die Auflösung dieser Gleichung nach γ_0 kann durch Einführung der Hyperbelfunktion

$$\operatorname{Co} \varphi = \frac{1/2 q}{1/3 p \sqrt{1/3 p}}$$

erfolgen, wenn die Gl. (59)

$$x^3 - p x - q = 0$$

geschrieben wird, wobei x dem Ausdruck γ_0 entspricht; dann ist bei gleichzeitiger Reduktion der Zahlenwerte

$$\operatorname{Co} \varphi = 0,567 \frac{\zeta W_0^2}{\zeta A_0^3 \eta^2} \frac{(k_b G_0)^3}{\left(\frac{N_B}{\gamma_B}\right)^2 F} \quad \dots \quad (60)$$

und

$$\gamma_0 = 0,231 \operatorname{Co} \frac{1}{3} \varphi \quad \dots \quad (61)$$

Zur Vereinfachung dieser etwas umständlichen Rechnung ist eine Näherungslösung für γ_0 aus Gl. (59) gesucht und in nachstehender Formel, die etwa die gleiche Genauigkeit wie die Lösung nach Gl. (60) und (61) besitzt, gefunden worden.

Es sei¹⁾

$$\gamma_0 = \gamma_0' (1,1 - 0,1 \gamma_0') \quad \dots \quad (62)$$

wobei γ_0' jene Luftdichte darstellt, die bei geradliniger Abhängigkeit der Motorleistung von der Luftdichte erreicht werden würde. Dann ist

$$\gamma_0' = \sqrt[3]{0,001744 \frac{\zeta W_0^2}{\zeta A_0^3 \eta^2} \frac{(k_b G_0)^3 \gamma_B^2}{N_B^2 F}} \quad \dots \quad (63)$$

oder

$$\gamma_0' = 0,12 \frac{k_b G_0^3}{\zeta A_0^3} \sqrt[3]{\frac{1}{F} \left(\frac{\zeta W_0 \gamma_B}{\eta N_B}\right)^2} \quad \dots \quad (64)$$

Die Gl. (63) läßt sich für ganz rohe Übersichtsrechnungen unter Zusammenfassung des Ausdrucks

$$1744 \frac{\zeta W_0^2}{\zeta A_0^3 \eta^2} = c_0 \quad \dots \quad (65)$$

¹⁾ Durch ein graphisches Ausgleichsverfahren ermittelt.

Tabelle X

c_g	Höhenleistungskoeffizient	Flugzeug ohne Verspannung	Flugzeug mit Verspannung			
	für Eindecker . .	50 bis 70	60 bis 90			
	für Doppeldecker .	80 bis 100	mit beiderseits je			
			1 Stiel	1 Stielpaar	2 Stielpaaren	3 u. mehr Stielpaaren
			90 bis 110	100 bis 130	110 bis 150	120 bis 170

als Faustformel verwenden, die dann die Form

$$\gamma_g' = k_0 \frac{G_0}{100} \sqrt{\frac{c_g}{F} \left(\frac{\gamma_B}{N_B} \right)^2} \quad (60)$$

erhält.

Für mittlere Wirkungsgrade von $\eta = 0,70$ bis $0,76$ ist der Höhenleistungskoeffizient c_g berechnet und in der nachstehenden Tabelle X zusammengestellt worden.

Wie schon erwähnt, können diese Zahlen nur einen ungefähren Anhalt über die Größenordnung von γ_g' mit Gl. (66) — bzw. von γ_g mit Gl. (62) — geben, wenn eine Wahl der Widerstands- und Auftriebszahlen aus jeglichem Mangel an Unterlagen überhaupt unmöglich ist oder — weil eine genauere Rechnung nicht notwendig erscheint — vermieden werden soll. Für Vergleichsrechnungen mit gering veränderten Flugzeugtypen läßt sich diese Faustformel sogar sehr gut verwenden, besonders dann, wenn aus einem ausgeführten Flug der Höhenleistungskoeffizient zurückgerechnet wurde, der dann für verschiedene Belastungen und in geringen Grenzen verschiedene Flächengrößen und Antriebsleistungen als konstant angenommen werden kann.

Aus Gl. (66) ist

$$c_g = \gamma_g'^3 \frac{F N_B^2}{G_g^3 \gamma_B^2} \cdot 10^6 \quad (67)$$

und analog zu Gl. (62) kann geschrieben werden

$$\gamma_g' = \gamma_g (0,895 + 0,105 \gamma_g) \quad (68)$$

so daß sich für c_g schließlich

$$c_g = [\gamma_g (0,895 + 0,105 \gamma_g)]^3 \frac{F N_B^2}{G_g^3 \gamma_B^2} \cdot 10^6 \quad (69)$$

ergibt.

Nunmehr sollen zur Vervollständigung der vorstehenden Ableitungen und Angaben noch die Beziehungen zwischen Luftdichte und Höhe kurz angedeutet werden, wenn schon hierin keine neuen Erkenntnisse vorliegen. Es sei auch hier im besonderen auf den im Anhang angeführten Literaturnachweis verwiesen, der über die Quellen, die der vorliegenden Arbeit zum größten Teil zugrunde liegen, Auskunft gibt.

Als Luftdichte gilt allgemein

$$\gamma = \gamma_0 \frac{p}{p_0} \frac{T_0}{T} \quad (70)$$

wobei als Bodenwerte für Jahresmittelverhältnisse in Mitteleuropa

$$\gamma_0 = 1,25 \text{ kg/m}^3$$

$$p_0 = 762 \text{ mm Q.S.}$$

$$T_0 = 283^\circ \text{ C}$$

angenommen werden können. Daraus ergibt sich

$$\gamma = 0,464 \frac{p}{T} \quad (71)$$

Unter Zugrundelegung einer den gleichen mittleren Verhältnissen entsprechenden Temperaturabnahme mit zunehmender Höhe, die in Tabelle XI angeführt erscheint, errechnet sich die Höhe Z mit genügender Genauigkeit nach dem Ansatz

$$Z = 18400 (\log p_1 - \log p_2) \left(1 + \frac{\vartheta}{273} \right) \quad (72)$$

worin ϑ die Mitteltemperatur zwischen den durch p_1 und p_2 gekennzeichneten Höhenstufen bedeutet.

Tabelle XI

Höhe Z	Mittlere Jahrestemperatur	Höhe Z	Mittlere Jahrestemperatur
0	+ 10°	6	— 22,6°
1	+ 5°	7	— 29,4°
2	0	8	— 36,8°
3	— 5,2°	9	— 44,9°
4	— 10,6°	10	— 53,8°
5	— 16,4°		

Unter Zugrundelegung der Gl. (72) und der Gl. (70) ist die Höhenkurve über der Luftdichte ermittelt und in Fig. 5 dargestellt worden.

Die Bestimmung der Flughöhe kann danach unter Benützung der Gl. (71) und der Kurventafel Fig. 5 ohne weiteres erfolgen, wenn der Barometerstand und die Temperatur in der erreichten Höhe festgestellt worden sind; nur ist dabei zu berücksichtigen, daß die so ermittelte Höhe den Jahres-

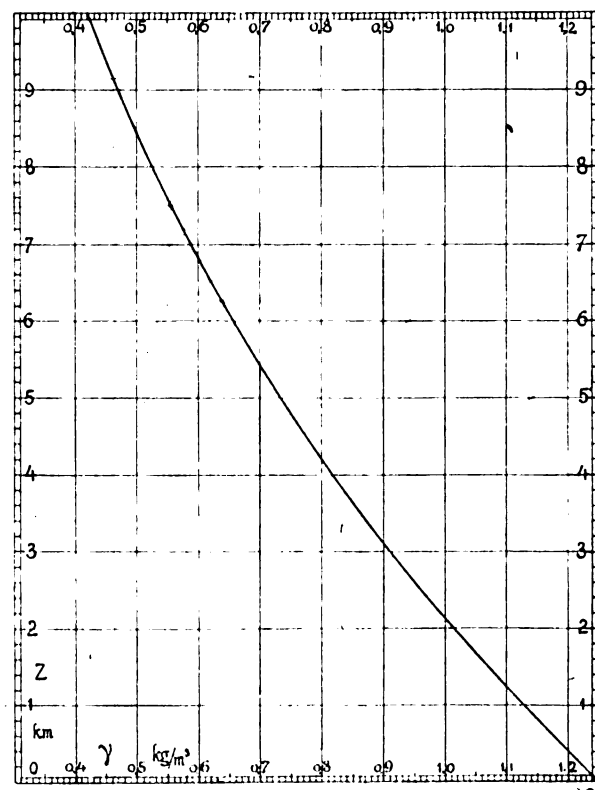


Fig. 5.

mittelverhältnissen entspricht, nicht aber der wirklich erreichten Höhe, deren Wert praktisch bedeutungslos ist, weil dessen Schwankungen von den Witterungsverhältnissen und weniger vom Flugzeug abhängig sind. Deshalb ist auch in der Ableitung sämtlicher aerodynamischer Formeln der Begriff »Höhe« gänzlich ausgeschaltet und durch den der »Luftdichte« durchwegs ersetzt worden. Aus dem gleichen Grunde sollte auch bei allen wissenschaftlichen Flügen von der Verwendung der Höhenmesser oder Höhenschreiber — als für die Bewertung des Flugzeugs unbrauchbar — abgesehen werden und an deren Stelle Quecksilberbarometer und Thermometer zur Benützung gelangen.

Zusammenfassung.

Ausgehend von den allgemeinen aerodynamischen Gleichungen für Widerstand und Auftrieb und den mechanischen Beziehungen zwischen Widerstand, Leistung, Wirkungsgrad und Geschwindigkeit wird die Gleichung für die Luftdichte der größten Flughöhe eines Flugzeugs von bekannten Daten abgeleitet. Durch Einführung von aus der Praxis zurückgewonnenen Zahlenwerten werden Formeln gebildet, die die Faktoren der genannten Gleichung in einfacher Weise bestimmbar machen. Hierzu werden die Widerstands- und Auftriebszahlen der größten Flughöhe auf ihre Elemente zurückgeführt und in Abhängigkeit von der Ausführungsart des Flugzeugs gebracht; für den Wirkungsgrad des Propellers werden Angaben gemacht, die einerseits den größten Teil der bisherigen praktischen Untersuchungen, andererseits den Zusammenhang zwischen Antriebsleistung, Flugwiderstand, Geschwindigkeit, Propellertourenzahl, -steigung und -durchmesser berücksichtigen; das Gewicht in größter Flughöhe wird in Abhängigkeit von der Motorenart auf das Abfluggewicht zurückgeführt; schließlich wird die Motorleistung über der Luftdichte in eine den gegenwärtigen Ausführungen annähernd entsprechende Beziehung gebracht, deren Gleichung bei Einführung in die für den praktischen Gebrauch bestimmten Formeln in diesen keine unnötigen Komplikationen hervorrufen.

Für Überschlagsrechnungen werden außerdem die Konstanten zur Schaffung einer Faustformel bis auf zwei Größen zusammengezogen, die nur in Abhängigkeit zur allgemeinen Flugzeug- und Motorbauart stehen.

Ergänzungen zu der vorliegenden Arbeit stellen die kurz erwähnten Beziehungen zwischen Luftdichte und Höhe und die durchgeführten Zahlenbeispiele im Anhang dar.

Anhang.**I. Zahlenbeispiele.****1. Beispiel.**

Gegeben: Doppeldecker, normale Bauart, beiderseits zwei Stielpaare, Verhältnis der Spannweite zur mittleren Flügeltiefe 6:1, des Flächenabstands zur mittleren Flügeltiefe 1,1:1, Flügelfläche insgesamt 43 m², Gesamtgewicht — einschließlich Nutzlast — am Boden 1820 kg; Motor, normale Standtype, Leistung 306 PS bei 1400 U/min und einer Luftdichte von 0,95 kg/m³, was einer Höhe unter Jahresmittelverhältnissen von etwa 2,6 km entspricht.

Gesucht: Größte Steighöhe, Geschwindigkeit in dieser und größte Geschwindigkeit in 2,6 km Höhe.

Durchführung der Rechnung: Zunächst wird nach Tabelle IX $k_3 = 0,955$ gesetzt. Dann ist nach Gl. (54)

$$G_g = k_3 G_0 = 0,955 \cdot 1820 = 1738 \text{ kg.}$$

Die größte Steighöhe läßt sich überschläglich mit Gl. (66) bestimmen.

Es wird nach Tabelle X $c_g = 130$ angenommen, dann ist nach Gl. (66)

$$\gamma_g' = 17,38 \sqrt{\frac{130}{43} \left(\frac{0,95}{306} \right)^2} = 0,534 \text{ kg/m}^3$$

und nach Gl. (62)

$$\gamma_g = 0,534 (1,1 - 0,1 \cdot 0,534) = 0,558 \text{ kg/m}^3,$$

was nach Fig. 5 einer Höhe von 7,46 km entspricht.

Die ausführlichere Rechnung erfordert Festlegung der Konstanten. Es sei

$$\text{nach Tab. II } \zeta_{WF_0} = 0,014,$$

$$\text{nach Tab. III } \Delta_g = 0,030,$$

$$\text{nach Tab. IV } \left(\sum \zeta_{WKg} \frac{f}{F} \right) = 0,016, \text{ schließlich}$$

$$\text{nach Tab. V } \zeta_{Ag} = 0,46.$$

Der Wirkungsgrad wird vorläufig mit

$$\eta = 0,71$$

geschätzt.

Dann ist nach Gl. (12)

$$\zeta_{Wg} = 0,014 + 0,030 + 0,016 = 0,060,$$

nach Gl. (64)

$$\gamma_g' = 0,12 \frac{1738}{0,46} \sqrt{\frac{1}{43} \left(\frac{0,060 \cdot 0,95}{0,71 \cdot 306} \right)^2} = 0,531 \text{ kg/m}^3$$

und nach Gl. (62)

$$\gamma_g = 0,531 (1,1 - 0,1 \cdot 0,531) = 0,556 \text{ kg/m}^3.$$

Nun kann eine genauere Bestimmung des Wirkungsgrades unter Zugrundelegung der Leistung und der Flugeschwindigkeit in größter Höhe erfolgen.

Es ist nach Gl. (55)

$$N_g = \frac{306}{0,95} \cdot \frac{0,556^2 - 0,02}{0,556} = 167 \text{ PS;}$$

ferner nach Gl. (14)

$$v_g = \sqrt{\frac{75 \cdot 0,71 \cdot 167 \cdot 9,81}{0,060 \cdot 0,556 \cdot 43}} = 39,3 \text{ m/Sek.}$$

Nach Gl. (50) kann

$$D' = 2,4 \sqrt{\frac{167}{0,556 \cdot 39,3 \cdot 1,4^2}} = 3,37 \text{ m}$$

angenommen werden. Hieraus ist nach Fig. 3 und Fig. 4 für $\tan \alpha = 0,02$

$$H = 1,685 + 0,212 = 1,90 \text{ m}$$

und nach Gl. (49) für $v = 0,44$ nach Tabelle VIII

$$D = \sqrt{\frac{167}{0,44 \cdot 0,556 \cdot 1,90 \cdot 1,4^2}} = 3,38 \text{ m}$$

als endgültiger Wert.

Jetzt wird nach Gl. (44)

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 39,3}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,38} = 0,159,$$

woraus sich nach Fig. 2 für den Wirkungsgrad

$$\eta = 0,71$$

ergibt, was sich mit dem angenommenen Wert deckt, so daß eine Wiederholung der Rechnung nicht erforderlich ist.

Zur Bestimmung der maximalen Horizontalgeschwindigkeit ist festzulegen, was für ein Propeller zur Verwendung gelangt. Wird der gleiche Propeller mit 3,38 m Durchmesser und 1,90 m Steigung auf dem Flugzeug belassen, so ist trotz der höheren Geschwindigkeit beim Horizontalflug mit höchstens $\eta = 0,71$ zu rechnen, weil das Wirkungsgradmaximum dieses Propellers, das bei etwa 39,3 m/Sek. liegt, bei höherer Geschwindigkeit überschritten wird. Günstigsten Falls wird mit diesem Propeller nach Gl. (20) erhalten

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{75 \cdot 0,71 \cdot 306 \cdot 9,81}{(0,014 + 0,016) \cdot 0,95 \cdot 43}} = 50,7 \text{ m/Sek.}$$

Wird dagegen ein Propeller verwendet, der sein Wirkungsgradmaximum etwa bei 52 m/Sek. erreicht, so muß die Steigung des Propellers erhöht werden, was eine Verkleinerung seines Durchmessers bedingt.

Es ist wie oben nach Gl. (50)

$$D' = 2,4 \sqrt{\frac{306}{0,95 \cdot 52 \cdot 1,4^2}} = 3,20 \text{ m}$$

und nach Fig. 3 und Fig. 4

$$H = 2,175 + 0,201 = 2,38 \text{ m.}$$

Hiernach wird nach Gl. (49)

$$D = \sqrt{\frac{306}{0,44 \cdot 0,95 \cdot 2,38 \cdot 1,4^2}} = 3,24 \text{ m}$$

und nach Gl. (44)

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 52}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,24} = 0,219,$$

was nach Fig. 2 einem Wirkungsgrad von

$$\eta = 0,78$$

entspricht.

Dieser Geschwindigkeitspropeller läßt demnach eine Erhöhung der Geschwindigkeit zu auf

$$v_{\max} = 50,7 \sqrt[3]{\frac{0,78}{0,71}} = 52,3 \text{ m/Sek.}$$

Hiermit ist das

Ergebnis der Rechnung: Größte Steighöhe entsprechend $\gamma_g = 0,556 \text{ kg/m}^3$; $Z = 7,50 \text{ km}$, Geschwindigkeit in dieser Höhe: $v_g = 39,3 \text{ m/Sek.}$, d. s. $141,5 \text{ km/Std.}$, größte Horizontalgeschwindigkeit: $v_{\max} = 52,3 \text{ m/Sek.}$, d. s. $188,5 \text{ km/Std.}$

2. Beispiel.

Gegeben: Doppeldecker wie im 1. Beispiel, Flügelfläche jedoch 5 m^2 größer, also gesamt 48 m^2 und Gesamtgewicht entsprechend der Vergrößerung des Flugzeugs um 30 kg mehr, demnach gesamt 1850 kg .

Gesucht: Die gleichen Größen wie im 1. Beispiel.

Durchführung der Rechnung: Es ist wie im 1. Beispiel

$$k_b = 0,955$$

und nach Gl. (54)

$$G_g = 0,955 \cdot 1850 = 1767 \text{ kg.}$$

Unter Zugrundelegung der gleichen Konstanten wie im 1. Beispiel ist bei einem angenommenen Wirkungsgrad von

$$\eta = 0,695$$

wegen der geringer zu erwartenden Geschwindigkeit nach Gl. (64)

$$\gamma_g' = 0,12 \sqrt[3]{\frac{1767}{0,46}} \sqrt[3]{\frac{1}{48} \left(\frac{0,060 \cdot 0,95}{0,695 \cdot 306} \right)^2} = 0,527 \text{ kg/m}^3$$

und nach Gl. (62)

$$\gamma_g = 0,527 (1,1 - 0,1 \cdot 0,527) = 0,552 \text{ kg/m}^3.$$

Hiernach ist nach Gl. (55)

$$N_g = \frac{306}{0,95} \frac{0,552^2 - 0,02}{0,552} = 166 \text{ PS;}$$

ferner nach Gl. (14)

$$v_g = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot 0,695 \cdot 166 \cdot 9,81}{0,060 \cdot 0,552 \cdot 48}} = 37,7 \text{ m/Sek.}$$

Nach Gl. (50) ist

$$D' = 2,4 \sqrt[4]{\frac{166}{0,552 \cdot 37,7 \cdot 1,4^2}} = 3,41 \text{ m}$$

und nach Fig. 3 und Fig. 4 für $\tan \alpha = 0,02$

$$H = 1,615 + 0,214 = 1,83 \text{ m.}$$

Hieraus ist nach Gl. (49) wie im 1. Beispiel

$$D = \sqrt[4]{\frac{166}{0,44 \cdot 0,552 \cdot 1,83 \cdot 1,4^3}} = 3,42 \text{ m}$$

und nach Gl. (44)

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 37,7}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,42} = 0,150,$$

wofür sich nach Fig. 2 für den Wirkungsgrad

$$\eta = 0,696$$

ergibt, was mit dem angenommenen Wert etwa übereinstimmt.

Für den Horizontalflug mit einem Geschwindigkeitspropeller wird

$$\eta = 0,77$$

angenommen, wonach sich analog zum 1. Beispiel ergibt

$$v_{\max} = 52,3 \sqrt[3]{\frac{0,77 \cdot 43}{0,78 \cdot 48}} = 50,2 \text{ m/Sek.}$$

Eine Nachrechnung des Wirkungsgrades ergibt wie oben

$$D' = 2,4 \sqrt[4]{\frac{306}{0,95 \cdot 50,2 \cdot 1,4^2}} = 3,22 \text{ m}$$

und

$$H = 2,16 + 0,202 = 2,36 \text{ m;}$$

ferner

$$D = \sqrt[4]{\frac{306}{0,44 \cdot 0,95 \cdot 2,36 \cdot 1,4^3}} = 3,26 \text{ m,}$$

woraus schließlich

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 50,2}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,26} = 0,211,$$

was einem Wirkungsgrad von

$$\eta = 0,772$$

entspricht.

Es ist somit das

Ergebnis der Rechnung: Größte Steighöhe entsprechend $\gamma_g = 0,552 \text{ kg/m}^3$; $Z = 7,55 \text{ km}$, Geschwindigkeit in dieser Höhe: $v_g = 37,7 \text{ m/Sek.}$, d. s. $135,5 \text{ km/Std.}$, größte Horizontalgeschwindigkeit: $v_{\max} = 50,2 \text{ m/Sek.}$, d. s. $180,5 \text{ km/Std.}$

Zum Vergleich hierzu seien die Ergebnisse einer in gleicher Weise durchgeführten Rechnung für dasselbe Flugzeug mit um 5 m^2 gegenüber den Angaben des 1. Beispiels verringerter Flügelfläche bei einem Gesamtgewicht von 1790 kg angegeben:

Größte Steighöhe entsprechend $\gamma_g = 0,562 \text{ kg/m}^3$; $Z = 7,40 \text{ km}$, Geschwindigkeit in dieser Höhe: $v_g = 41,3 \text{ m/Sek.}$, d. s. $148,5 \text{ km/Std.}$, größte Horizontalgeschwindigkeit: $v_{\max} = 54,8 \text{ m/Sek.}$, d. s. $197,5 \text{ km/Std.}$

In Hinsicht auf die Ergebnisse des ersten Beispiels bedeutet demnach eine Vergrößerung der Flügelfläche um 5 m^2 eine Erhöhung der Steighöhe um 50 m , dagegen eine Verringerung der Höhengeschwindigkeit um 6 km/Std. und eine Verringerung der maximalen Horizontalgeschwindigkeit um 8 km/Std. ; eine Verkleinerung der Flügelfläche um 5 m^2 bewirkt eine Verringerung der Steighöhe um 100 m , dagegen eine Erhöhung der Höhengeschwindigkeit um 7 km/Std. und eine Erhöhung der maximalen Horizontalgeschwindigkeit um 9 km/Std.

3. Beispiel.

Gegeben: Doppeldecker wie im 1. Beispiel, jedoch mit unverspannten freitragenden Flügeln, die ein Mehrgewicht von 100 kg bedingen sollen.

Gesucht: Die gleichen Größen wie im 1. Beispiel.

Durchführung der Rechnung: Es ist wieder wie früher $k_b = 0,955$, also

$$G_g = 0,955 \cdot 1920 = 1834 \text{ kg.}$$

Die Übersichtsrechnung für die größte Steighöhe ergibt unter Zugrundelegung von $c_g = 90$ nach Tabelle X

$$\gamma_g' = 18,34 \sqrt[3]{\frac{90}{43} \left(\frac{0,95}{306} \right)^2} = 0,499 \text{ kg/m}^3$$

und

$$\gamma_g = 0,499 (1,1 - 0,1 \cdot 0,499) = 0,525 \text{ kg/m}^3,$$

was einer Höhe von $8,0 \text{ km}$ entspricht.

Für die ausführlichere Rechnung sei

nach Tab. II $\zeta_{WF} = 0,015$ wegen des dickeren Profils,

» » III $\Delta_g = 0,030$;

eigentlich müßte Δ_g für ein kleineres $\left(\sum \zeta_{WKg} \frac{f}{F} \right)$ auch kleiner angenommen werden, mit Rücksicht auf das dickere Profil soll jedoch Δ_g den gleichen Wert wie im 1. Beispiel behalten. Dagegen wird

nach Tab. IV $\left(\sum \zeta_{WKg} \frac{f}{F} \right) = 0,010$ angenommen und

» » V $\zeta_{Ag} = 0,42$,

also fast 10⁰/₀ kleiner als im 1. Beispiel, einmal wegen des niedrigeren Wertes von $\left(\sum \zeta_{W_{Kg}} \frac{f}{F}\right)$, und das andere Mal, weil das dickere Profil unökonomischer eingeschätzt werden soll — was allerdings nicht unbedingt der Fall sein muß.

Der Wirkungsgrad wird wegen der höher zu erwartenden Geschwindigkeit zunächst mit

$$\eta = 0,74$$

geschätzt.

Dann ist wie früher

$$\zeta_{W_g} = 0,015 + 0,030 + 0,010 = 0,045$$

und

$$\gamma_g' = 0,12 \frac{1834}{0,42} \sqrt{\frac{1}{43} \left(\frac{0,045 \cdot 0,95}{0,74 \cdot 306} \right)^2} = 0,492 \text{ kg/m}^3,$$

demnach

$$\gamma_g = 0,492 (1,1 - 0,1 \cdot 0,492) = 0,518 \text{ kg/m}^3;$$

ferner ist

$$N_g = \frac{306}{0,95} \frac{0,518^2 - 0,02}{0,518} = 155 \text{ PS.}$$

Daraus

$$v_g = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot 0,74 \cdot 155 \cdot 9,81}{0,045 \cdot 0,518 \cdot 43}} = 43,8 \text{ m/Sek.}$$

Nun kann angenähert gesetzt werden

$$D' = 2,4 \sqrt[4]{\frac{155}{0,518 \cdot 43,8 \cdot 1,4^2}} = 3,28 \text{ m.}$$

Dann ist

$$H = 1,88 + 0,206 = 2,09 \text{ m}$$

und schließlich

$$D = \sqrt[4]{\frac{155}{0,44 \cdot 0,518 \cdot 2,09 \cdot 1,4^3}} = 3,30 \text{ m,}$$

woraus

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 43,8}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,30} = 1,81$$

und der Wirkungsgrad sich zu

$$\eta = 0,74$$

ergibt, was sich mit der Annahme deckt.

Für den Geschwindigkeitsflug mit einem hierfür geeigneten Propeller sei

$$\eta = 0,80$$

angenommen, wonach sich analog zu den früheren Rechnungen ergibt

$$v_{\max} = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot 0,80 \cdot 306 \cdot 9,81}{(0,015 + 0,010) \cdot 0,95 \cdot 43}} = 56,0 \text{ m/Sek.}$$

Zur Kontrolle des Wirkungsgrads ist

$$D' = 2,4 \sqrt[4]{\frac{306}{0,95 \cdot 56 \cdot 1,4^2}} = 3,14 \text{ m}$$

und

$$H = 2,40 + 0,197 = 2,60 \text{ m,}$$

woraus endlich

$$D = \sqrt[4]{\frac{306}{0,44 \cdot 0,95 \cdot 2,60 \cdot 1,4^3}} = 3,18 \text{ m}$$

und

$$\frac{v}{u} = \frac{60 \cdot 56}{\pi \cdot 1400 \cdot 3,18} = 0,24,$$

was einem Wirkungsgrad von $\eta = 0,798$ entspricht, welcher Wert mit dem der Annahme ziemlich gut übereinstimmt.

Hiernach ist das

Ergebnis der Rechnung: Größte Steighöhe entsprechend $\gamma_g = 0,518 \text{ kg/m}^3$; $Z = 8,10 \text{ km}$, Geschwindigkeit in dieser

Höhe: $v_g = 43,8 \text{ m/Sek.}$, d. s. $157,5 \text{ km/Std.}$, größte Horizontalgeschwindigkeit: $v_{\max} = 56,0 \text{ m/Sek.}$, d. s. $201,5 \text{ km/Std.}$

Demnach trotz 100 kg Mehrgewicht 600 m größere Steighöhe als im 1. Beispiel, 16 km/Std. größere Höhengeschwindigkeit und 13 km/Std. größere, maximale Horizontalgeschwindigkeit.

II. Literaturnachweis.

Tafeln zur barom. Höhenberechnung n. A. Angot, von A. de Quervain, Straßburg 1904.

Der Flug in großen Höhen, von Ing. R. J. Hofmann, Wien 1913.

Höhenflug und Belastungsflug, von Prof. Dr. L. Prandtl, Göttingen 1913.

Die Durchf. u. d. Ergebnisse d. Wettbew. u. d. Kaiserpreis f. d. besten deutschen Flugmotor, von Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, Berlin 1913.

Ein Diagramm zur barom. Höhenberechnung, von P. Hirsch, Göttingen 1914.

Die Dimensionierung d. Tragflächen, von P. Jaray, Friedrichshafen 1914.

Der Aufstieg von Flugzeugen, von E. Everling, Berlin 1916.

Faustformeln für Flugzeugbewertung, von A. Pröll, Hannover 1916.

Tragflächenuntersuchungen d. engl. Versuchsanst. in Teddington, von Dr. C. Wieselsberger, Göttingen 1916.

Systematische Propellerversuche, von Dipl.-Ing. K. Schaffran, Berlin 1916, 1917.

Kurvendarstellung des Fluges, von E. Everling, Berlin 1917.

Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeugs aus einem Barogramm, von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg 1917.

Der Luftwiderstand und der Flug, von G. Eiffel, Paris 1911.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung von Luftschrauben, von Prof. H. Reißner, Aachen 1910, 1911.

Luftschrauben-Untersuchungen, von Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann und Dr.-Ing. C. Schmid, Berlin 1911, 1912, 1918.

Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben, von Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg 1918.

Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, von E. Everling, Berlin 1918.

Der italienische Caproni-Doppel-decker.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.

(Schluß aus Heft 21/22.)

Die Mittelgondel.

In der Mittellinie des Flugzeuges liegt die als Hauptgondel ausgebildete, verhältnismäßig kurze Mittelgondel (Tafel XII). Sie dient zur Aufnahme der gesamten, aus drei bis vier Mann bestehenden Besatzung, ferner eines Motors mit Druckschraube und der Benzinbehälter für sämtliche Motoren. Am Vorderende trägt sie ein zweirädriges Stoßfahrgestell, das normalerweise nur bei der Landung in Funktion tritt.

Die Mittelgondel ist — ebenso wie die meisten anderen Teile des Flugzeuges — fast ganz aus Holz hergestellt. Sie ist in die Hauptzelle in der Art eingebaut, daß sie von den zwei Paar mittleren Stielen gehalten wird. Außerdem ist eine Versteifung bestehend aus zwei Stahlrohren von 30 mm Durchm. vorhanden, die von der oberen Tragfläche schräg nach vorn abgehen und den Vorderteil der Mittelgondel (bei Spant 3) halten. Dazu gehen vom Vorderende der Mittelgondel noch an jeder Seite zwei 4,5 mm starke Stirnkabel zur oberen und unteren Tragfläche, die außer der Übertragung der Zugkraft des mittleren Propellers auch die seitliche Versteifung der Mittelgondel sichern (s. Tafel VIII).

An der Unterseite sitzt die Mittelgondel unmittelbar auf der unteren Tragfläche auf und bildet in einem Teil ihrer Länge direkt einen Teil dieser Fläche.

Die Mittelgondel besteht aus vier Holmen und — einschließlich des die Gondel vorn abschließenden Stahlrohres — neun Querspanen. Sowohl die Holme als auch die Spanten bestehen in ihren tragenden Teilen durchwegs aus Eschenholz, nur minder wichtige Nebenteile sind aus Fichte oder Kiefer gefertigt. Sie besitzt (ohne die hinten herausragenden Motorbalken nebst Motor und Luftschraube) eine Länge von 4975 mm, die größte Breite beträgt 1242 mm, die größte Höhe (ohne den vorn aufgesetzten kleinen Windschutz) 900 mm. Die Höhe ist fast in der ganzen Länge gleich, ebenso die Breite auf eine sehr lange Strecke des Mittelteils. Vorn endet die Gondel in einer von einem Stahlrohr gebildeten vertikalen Kante, hinten verjüngt sie sich bis auf die Breite des Motors, der noch etwas aus ihr herausragt.

Die Oberholme bestehen, wie erwähnt, aus Esche und besitzen in ihrer ganzen Länge quadratischen Querschnitt von 30×30 mm. Die Biegungen vorn und hinten sind in der Weise ausgeführt, daß der Holm durch drei Sägeschnitte in vier Blätter gespalten ist, die dann im gebogenen Zustande miteinander verleimt sind. Außerordentlich kräftig sind die Unterholme gehalten, sie haben in ihrer ganzen Länge 80 mm Höhe bei 30 mm Breite. An den Knotenpunkten ist der volle Rechteckquerschnitt beibehalten, sonst ist derselbe durch seitliche Ausfräsungen auf I-Profil gebracht. Die Unterholme stützen sich unmittelbar auf den Vorderholm der unteren Tragfläche; sie liegen ihrer ganzen Länge nach horizontal und tragen den Fußboden.

Die Spanten bestehen im vordersten Teil der Gondel aus Stahlrohr. Das bereits erwähnte, die Gondel vorn abschließende, vertikale Rohr hat bei 1,3 mm Wandstärke einen Durchm. von 50 mm. Dieses Rohr ragt oben und unten beträchtlich über die Gondel hinaus und trägt in seinem unteren Teile, der schräg nach hinten (zu Spant 3) durch zwei schwächere Rohre abgestützt ist, das bereits erwähnte und später näher zu beschreibende Stoß-Fahrgestell. Auch beim zweiten Spant bestehen die Seitenwände aus Stahlrohr (28×1) und schräge Stahlrohre von gleicher Stärke sind auch zwischen Spant 1 und 2 sowie Spant 2 und 3 eingesetzt. Diese Stahlrohre übertragen das Gewicht des vorderen freitragenden Gondelteils auf die von Spant 3 zur oberen Tragfläche gehenden Versteifungsrohre und nehmen außerdem die Stöße auf das vordere Stoßfahrgestell auf.

Von Spant 3 an bestehen die Spanten aus Eschenholz. Da die Gondel ihrer ganzen Länge nach oben offen ist, so bestehen die Spanten nur aus dem Bodenteil und den beiden Seitenteilen. Ein richtig ausgebildeter Bodenteil ist indes nicht bei allen Spanten vorhanden (s. die einzelnen Spantenquerschnitte auf Tafel XII), vielfach sind als Ersatz dafür Teile der unteren Tragfläche verwendet, oder die Aufgabe der Verbindung der rechten und linken Seitenwände wird nur dem Fußboden übertragen. Wo ein eigentlicher Bodenteil vorhanden ist, wie bei Spant 3, 7 und 8, da besteht er aus einer Leiste aus Fichtenholz von 30 mm Breite und 80 mm Höhe, die in gleicher Weise wie die Gondel-Unterholme auf I-Profil ausgefräst ist. Beim letzten Spant (Nr. 9) ist die Leiste schwächer und besitzt nur vollen Rechteckquerschnitt von 40×30 mm.

Die Seitenteile der Spanten bestehen — soweit sie nicht bei einzelnen Spanten ganz fortgelassen und durch die Tragflächensteile ersetzt sind — aus Esche vom Querschnitt 50×30 mm ohne Ausfräsungen. Nur bei Spant 9 sind besonders starke Seitenteile von 64×30 mm angeordnet, da dieselben dort die Motorbalken zu tragen haben.

Bemerkenswert ist, daß die Seitenteile der Spanten nirgends gerade auf die Holme aufgesetzt sind, wie es sonst meistens geschieht, sondern daß sie immer neben den Holmen liegen, entweder außerhalb derselben (Spanten 3 bis 6) oder innerhalb derselben (Spanten 7 bis 9). Um dabei auch dort, wo die Spanten-Seitenteile außerhalb der Holme liegen, eine glatte Außenfläche der Gondel zu erhalten, sind an die Holme außen kleine Winkel aus Holz (und zwar merkwürdigerweise gleichfalls aus Esche) angesetzt, an denen erst außen der die Außenhaut der Gondel bildende Leinwandstoff befestigt ist (s. Tafel XII, Schnitt e f). Oben liegt über dem Holm und

dem angesetzten Winkel eine flache gerundete Leiste aus Mahagoni, die den oberen Abschluß der Gondel-Seitenwand bildet.

Die Ausführung einer normalen Eckverbindung an den Spanten mit außenliegendem Spant-Seitenteil zeigt der Schnitt g h auf Tafel XII. Zunächst sieht man, daß der Holm 4 mm tief in die Spant-Seitenleiste eingelassen ist. In einer weiteren Ausnehmung derselben Seitenleiste liegt das 3 mm starke ebene Abspannblech, an dessen beiderseits aus dem Spant herausragenden, mit Verstärkungsscheiben versehenen Enden die Verspannungsdrähte der Gondel-Seitenwände befestigt sind. Die Verbindung von Holm, Spant-Seitenleiste und Abspannblech erfolgt durch einen durch alle drei Teile hindurchgehenden 6 mm starken Schraubenbolzen. Ganz gleich sind auch die entsprechenden Verbindungen an den Unterholmen ausgeführt, nur daß hier — entsprechend der größeren Höhe des Unterholms — zwei Schraubenbolzen vorhanden sind, von denen aber nur der obere durch das Abspannblech hindurchgeht.

An den Spanten 5 und 7 ist die Mittelgondel mit den Tragflächenstielen verbunden, und zwar liegt sie bei den vorderen Stielen (Spant 5) unmittelbar auf der unteren Fläche auf, während sie bei den hinteren Stielen (Spant 7) frei zwischen den Tragflächen an den Stielen befestigt ist. Ganz wie bei den anderen Spanten erfolgt auch hier die Verbindung in der Weise, daß die Gondelholme 4 mm tief in die an diesen Stellen auf vollem Rechteckquerschnitt belassenen Stiele eingelassen sind. Eine derartige Verbindungsstelle am vorderen Stiel, die zugleich auch die Verbindung des Stiels mit dem Vorderholm der unteren Tragfläche erkennen läßt, ist auf Tafel XV (rechts unten) dargestellt. Der auf vollen Rechteckquerschnitt 110×42 mm verstärkte Stiel ist reitend auf den Flügelholm aufgesetzt und durch einen beide durchsetzenden 8 mm starken Bolzen gehalten. Gegen Aufspalten ist er dabei durch zwei seine Ecken umfassende, unter Kopf und Mutter des Bolzens gelegte U-förmig gebogene Blechstreifen gesichert. Zwischen Flügelholm und Stiel sind — gleichfalls von demselben Bolzen gehalten — in Aussparungen des Stiels zwei lange Blechstreifen eingelegt, an denen oben die Zellenverspannung, unten das zum Fahrgestell führende Drahtseil angehängt ist. Unter den Kopf des Bolzens ist außerdem noch ein Abspannlappen geklemmt, der die zu Spant 3 gehende Diagonalverspannung des Gondelbodens hält. Die Verbindung des Stiels mit dem Gondelholm geschieht — analog wie bei den anderen Spanten — durch zwei 6 mm starke Bolzen mit einem am oberen Bolzen hängenden, die Verspannungen der Gondel-Seitenwand haltenden Abspannblech.

Ganz entsprechend sind auch die anderen Verbindungen der Gondelholme mit den die Gondel tragenden Stielen ausgeführt.

Ein etwas komplizierter Eckbeschlag findet sich an Spant 3 unten, wo außer vier Verspannungen auch das zum Stoßfahrgestell gehende schräge Versteifungsrohr angesetzt ist (Tafel XV, rechts oben). Wie bei einigen anderen Spanten liegt auch hier der Bodenteil des Spants nicht in derselben Vertikalebene wie die Seitenteile, sondern etwas weiter vorn. Der Grund für diese Verschiebung liegt wohl in der dadurch ermöglichten leichteren Unterbringung der verschiedenen Verbindungsbolzen, wofür natürlich der Nachteil exzentrischer Kraftübertragungen in Kauf genommen wird. Der Beschlag selbst besteht aus einem unten um den Holm gelegten U-förmig gebogenen Blech, das durch zwei Bolzen am Holm befestigt ist, und an dem unten ein Rohrschuh zur Aufnahme des zum Stoßfahrgestell führenden Versteifungsrohres aufgeschweißt ist. Zwei weitere gleichfalls 6 mm starke Bolzen verbinden den Holm mit dem seitlichen Spantteil und halten gleichzeitig die drei Abspannlappen für die Verspannungen zur Achse des Stoßfahrgestells, zum seitlichen Hauptfahrgestell und zu Spant 4 in der Gondelseitenwand. Der Spantunterteil endlich ist durch einen Blechwinkel mit dem Holm verbunden, der unter die Muttern der früher erwähnten Bolzen geklemmt ist. — Bemerkenswert ist die ganze Art der Ausführung der Eckverbindung durch die einfache Herstellung und das geringe Gewicht, als Nachteil muß aber (außer der bereits erwähnten exzentrischen Kräfteaufnahme) die vielfache Durchbohrung des Holms mit

Schrauben bezeichnet werden, die noch dazu nicht in der Nähe der neutralen Achse sondern gerade in den stärker beanspruchten Teilen des Holmquerschnitts liegen.

Da die Mittelgondel die gesamte Besatzung, den ganzen Benzinvorrat und alle Steuerbetätigungsorgane und Instrumente aufnimmt, so muß ein entsprechend kräftiger Boden vorhanden sein. Als Träger für denselben genügen die beiden Unterholme nicht, und es sind deshalb zwischen ihnen noch zwei weitere Längsträger verlegt, die vorn zwischen Spant 1 und 2 beginnen und bis zu Spant 7 reichen. Sie besitzen das gleiche I-Profil wie die Unterholme, sind aber nicht wie diese aus Esche sondern aus Fichte gefertigt. Auf ihnen und den Holmen ist der Fußboden befestigt, der in den einzelnen Teilen der Gondel verschieden ausgeführt ist (s. Tafel XII, Grundrisse). In den Teilen, die gewöhnlich betreten werden, besteht er aus mit Aluminiumriffelblech belegten Brettern, im vorderen Teil der Gondel dagegen aus einem aus schmalen Latten gebildeten Rost. Unter dem Motor ist an Stelle des Fußbodens ein Zinkblech als untere Außenhaut der Gondel vorgesehen, das mit Drehschnappern leicht abnehmbar befestigt ist.

Von Spant 3 an reicht eine auf der Unterseite der Gondel angebrachte Verschalung bis zur Vorderkante des unteren Flügels. Gestützt wird diese Verschalung durch vier unter den Holmen bzw. den zwischenliegenden Längsträgern laufende Kiefernleisten von quadratischem Querschnitt 20 x 20 mm. Die Verkleidung dieses Gerüsts besteht im mittleren Teile aus Zinkblech, an den Seiten aus Leinwand, mit Ausnahme des vordersten Teils, wo an jeder Seite eine durchsichtige Zellonplatte angebracht ist. Mit ebensolchen Zellonplatten ist auch der ganze Gondelboden im Vorderteil bis Spant 3 bedeckt, wobei die Zellonplatten durch den darüberliegenden Lattenrost vor Beschädigungen geschützt sind. Es ist also der ganze Boden im Gondelvorderteil durchsichtig, so daß die Piloten eine sehr gute Aussicht nach unten haben.

Zur Verspannung der Bodenwand und der Seitenwand der Gondel ist ausschließlich Draht von 3 mm Stärke verwendet. Diagonalverspannungen der Spanten sind — da diese alle oben offen sind — nicht vorhanden.

Mit Ausnahme der bereits erwähnten, mit Zellon oder Zinkblech verschalteten Stellen ist die ganze Gondel in gebräuchlicher Weise mit imprägniertem Leinwandstoff bespannt.

Einbauten in der Mittelgondel.

An der Spitze der Gondel befindet sich zunächst, durch einen niedrigen Windschirm geschützt, der Sitz für den Maschinengewehrschützen, der somit vollständig freie Aussicht nach vorn hat. Weiter hinten sind nebeneinander die Sitze für die beiden Flugzeugführer angeordnet, die abwechselnd die Lenkung des Flugzeuges besorgen. Entsprechend den beiden Führersitzen ist eine vollständige Doppelsteuerung vorhanden, deren Ausführung bei den nahe nebeneinander liegenden Sitzen sehr einfach ist und keine Besonderheiten aufweist. Die Bedienung des Höhen- und Quersteuers erfolgt durch Hebel mit Handrad, wobei beide Hebel auf einer gemeinsamen Achse sitzen, die des Seitensteuers durch zwei Fußhebel; dieselben haben die Gestalt eines T mit einem nach vorn ragenden Arm, und mittels einer dieser beiden Arme verbindenden Stange erfolgt die Kupplung der beiden Hebel (s. Tafel IX). Vor den Sitzen und zwischen ihnen sind die zur Bedienung der Motoren notwendigen Vorrichtungen und Instrumente angeordnet, so daß sie von beiden Führern leicht zu bedienen bzw. gut sichtbar sind. Die nähere Beschreibung dieser Motorzubehöriteile folgt weiter unten.

Hinter den beiden Sitzen liegen nebeneinander die beiden großen Benzinbehälter von 940 mm Länge, 400 mm Breite und 970 mm Höhe, die alle drei Motoren mit Benzin versorgen. Auch ihre Beschreibung wird erst später gelegentlich der ganzen Benzinzuführungsanlage folgen. Sie sind so aufgestellt, daß zwischen ihnen in der Mitte der Gondel ein 280 mm breiter Gang frei bleibt, durch den man, wenn erforderlich, auch während des Fluges zu dem hinten liegenden Motor gelangen kann. Zur Lagerung der Benzinbehälter dienen zwei besondere Hilfsspannte hinter Spant 4 und Spant 5, deren Konstruktion aus dem Querschnitt auf Tafel XII (rechts unten) ersichtlich ist.

Hinter den Benzinbehältern befindet sich ein ziemlich großer freier Raum, der zur Bedienung des Motors verwendbar ist. Er besitzt daher in seiner ganzen Ausdehnung einen mit Riffelblech bedeckten Holzfußboden. An jeder Seite dieses Raumes steht ein Requisitenkasten.

Der hinterste Teil der Mittelgondel endlich (von Spant 7 an) wird vom Motor ausgefüllt. Die Achse des Motors liegt fast genau in halber Höhe der Gondel, und zwar etwas schräg, so daß das Vorderende höher liegt als das hintere und demnach eine — allerdings sehr kleine — nach aufwärts gerichtete Komponente des Schraubenzugs entsteht. Diese Neigung der Motorachse beträgt etwa ein Grad. Getragen wird der Motor von zwei Längsmotorbalken von 40 mm Breite und 80 mm Höhe aus Eschenholz, die zwischen den Befestigungsstellen auf I-Profil ausgefräst sind. Diese Motorträger selbst sind an zwei Punkten unterstützt, und zwar liegen sie vorn an Spant 7 auf einem gleichfalls 40 mm breiten und 80 mm hohen Querbalken aus Esche, der selbst wieder an den hinteren Tragflächenstielen angeschraubt ist, während sie hinten in die starken Seitenleisten von Spant 9 eingelassen und an ihnen festgeschraubt sind. Zur weiteren Festigung des Motoreinbaus dienen noch zwei die Motorträger stützende schräge Stahlrohre von 18 mm Durchm. an Spant 7 und eine Anzahl kräftiger Drahtverspannungen in den beiden letzten Feldern der Gondel.

Die Seitenrumpfe.

Die beiden seitlichen Rumpfe (Tafel XI und Fig. 11) liegen mit ihrer Achse 2040 mm von der der Mittelgondel entfernt; wie bereits erwähnt, dienen sie zur Aufnahme je eines Motors mit Zugschraube und tragen außerdem am Schwanz-

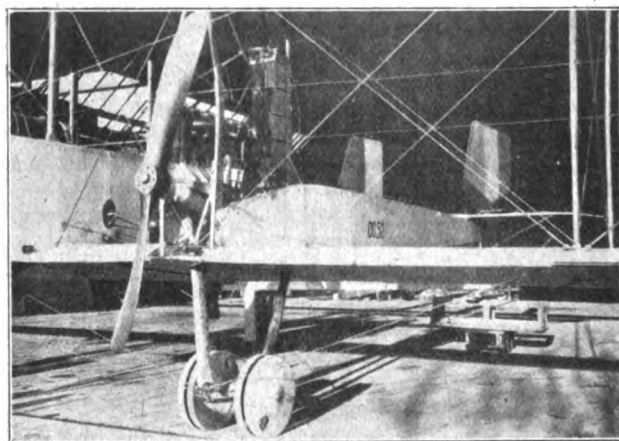


Fig. 11.

ende die Steuerflächen. Dementsprechend sind die Seitenrumpfe mit fast 7 m Länge bedeutend länger als die Mittelgondel; dagegen ist — da sie unbemannt sind — ihr Querschnitt viel kleiner, die größte Breite beträgt nur 512 mm, die größte Höhe 700 mm.

Wie die Mittelgondel sind auch die Seitenrumpfe ganz in Holzkonstruktion ausgeführt, und zwar als normales verspanntes Holzdrahtboot von rechteckigem, vorn schwach trapezförmigem Querschnitt. Die Zahl der Querspannten beträgt 12, einschließlich des als Hintersteven eingesetzten Stahlrohrs. Der erste Spant wird von den vorderen Flügelstielen gebildet, die, wie bereits beschrieben, als Gabelstiele ausgeführt sind, und an denen der Seitenrumpf beginnt. Vorn sind die Oberholme der Gondel stark herabgezogen, so daß der Rumpf am Vorderende ganz niedrig wird, und die Motorbalken weit über seiner Oberkante liegen.

Die vier Längsholme bestehen, ebenso wie bei der Mittelgondel, aus Eschenholz und sind zwischen Spant 5 und 6 geschliffet. Ober- und Unterholme besitzen den gleichen quadratischen Querschnitt mit 30 mm Seitenlänge. Bis Spant 6 ist der Querschnitt voll, von da an ist er zwischen den Knotenpunkten durch seitliche Ausfräsungen auf I-Profil gebracht.

In der Ausführung der Spanten, die bis einschließlich Spant 3 aus Esche, von Spant 4 an aus Fichte bestehen, zeigt

sich ein wesentlich anderer Bau als bei der Mittelgondel. Während dort die vertikalen Leisten der Spanten immer entweder außerhalb oder innerhalb der Holme liegen, und die Knotenpunkte sowohl in der Längs- als auch in der Querrichtung exzentrisch sind, sind die Knotenpunkte am Seitenrumpf in gewöhnlicher Weise mit zentrisch auf die Holme aufgesetzten Spantenleisten ausgeführt. Nur an Spant 2 befindet sich oben die vertikale Spantleiste innerhalb der Holme.

Die Spanten selbst bestehen durchwegs aus Leisten von 30×30 mm, die mit Ausnahme der Seitenteile von Spant 2 und 3 auf gleiches I-Profil wie die Holme erleichtert sind.

Die normalen Eckverbindungen (Tafel XV, Mitte unten) sind sehr einfach konstruiert. Sie bestehen aus einem 3 mm starken Eisenblech von der in der Fig. sichtbaren Gestalt,

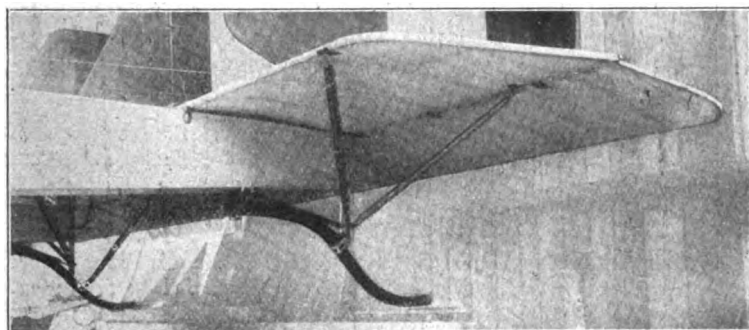


Fig. 12.

das an den Innenseiten des Holms aufliegt und auf ihnen durch drei Holzschrauben befestigt ist. In der Mitte besitzt das Beschlagblech an jeder Seite drei kleine Lappen, von denen die beiden äußeren an die Außenflächen des Holms, der mittlere an die Spantleiste abgebogen wird. Auf diese Weise wird ein Verrutschen des Spants nach außen verhindert, gegen Verschiebung nach innen oder nach der Seite dagegen ist der Spant eigentlich gar nicht geschützt, sondern derartige Bewegungen werden nur durch die abgebogenen Abspannlappen begrenzt. In dieser Hinsicht muß der Beschlag entschieden als mangelhaft bezeichnet werden. Die Verspannungsdrähte bzw. Spannschlösser hängen alle an Lappen des Beschlagblechs, von denen der Lappen für die Querverspannung aus dem Beschlag herausgeschnitten ist (im Netz ersichtlich). Trotz der komplizierten Form des Netzes kann doch angenommen werden, daß der Beschlag sich sehr billig stellt und sich auch gut zur Massenerzeugung eignet, da er nur aus einem Teil besteht und zu seiner Herstellung keine Schweißarbeit erforderlich ist.

Auf der Tafel XI ist noch der obere Eckbeschlag an Spant 3 gezeichnet. Er ist genau so konstruiert wie die eben beschriebenen einfachen Knotenpunktbeschläge, nur ist über das Beschlagblech ein zweites Blech mit drei Lappen gelegt, von denen einer die zum oberen Ende des Vorderstiels führende Verspannung hält, während die beiden anderen mittels Bolzen am Spant befestigt sind.

Die Befestigung der Seitenrumpfe an der Tragzelle erfolgt einerseits an dem vorderen Gabelstiel, andererseits am Hinterholm der unteren Fläche. Am Gabelstiel sind die Oberholme stumpf angesetzt und durch beiderseitige 2 mm starke Blechstreifen verbunden. Die Unterholme dagegen sind so weit nach innen abgebogen, daß sie innerhalb des Gabelstiels liegen, und die Verbindung erfolgt hier durch durchgehende Bolzen mit zwischengelegtem Abspannblech in gleicher Weise wie bei den entsprechenden Verbindungen der Mittelgondel. Welchen Zweck diese verschiedenartige Ausführung gleichartiger Verbindungen haben soll, ist nicht ersichtlich.

Die Befestigung der Unterholme am Hinterholm der Tragfläche (Tafel XI) erfolgt durch je zwei um den Rumpfhalm gelegte, an den freien Enden mit Schraubengewinde und Mutter versehene Bügel aus 5 mm starkem Stahldraht (sogenannte Blériot-Bügel, wie sie von Blériot in den Rumpfknotenpunkten seiner Eindecker verwendet wurden); ober und unter dem Holm befindet sich als Zwischenlage je ein Klötzchen aus Lindenholz.

Der hinter dem Gabelstiel liegende einfache Stiel steht in keiner Verbindung mit dem Seitenrumpf, sondern geht frei durch diesen hindurch.

Im Vorderteil des Seitenrumpfes ist der Motor untergebracht, der auf zwei Motorbalken aus Esche ruht. Die Motorbalken haben gleiche Stärke wie die des Mittelmotors und sind am Gabelstiel und an den Spanten 2 und 3 mit 6 mm starken Bolzen befestigt. Wie beim Mittelmotor fallen die Motorbalken nach hinten etwas ab, so daß die Motorachse schwach schräg steht und der Schraubenzug eine kleine Hubkomponente erhält. Im vorderen Teil, am Gabelstiel, sind die Motorbalken noch durch zwei nach unten gehende Stahlrohre gestützt, durch die ein erheblicher Teil des Motorgewichtes auf den (früher ausführlich beschriebenen) Holmstoßbeschlag der unteren Tragfläche und durch diesen auf das Fahrgestell übertragen wird. Außerdem sind die Motorträger nach unten durch 3 mm starke Diagonalverspannungen versteift.

Die Verspannung der Seitenrumpfe erfolgt durch Stahldrähte, deren Stärke vorn 3 mm, weiter hinten 2,5 mm und 2 mm beträgt. Die Außenhaut besteht auf der gesamten Oberfläche aus imprägniertem Leinwandstoff.

Sehr auffällig ist die bei der Betrachtung von vorn (s. Tafel VIII, unten) deutlich sichtbare Unsymmetrie der Seitenrumpfe. Während die in der Mittelachse der Rumpfe liegenden Motoren von der Flugzeugmitte 2040 mm abstehen, sind die Holmstöße der Tragflächen oben um 60 mm, unten um 50 mm nach außen gerückt, ebenso auch die an den unteren Holmstößen angesetzten Fahrgestelle (s. auch Tafel XI). Die Gabelstiele erhalten dadurch eine eigentümlich unsymmetrische Gestalt, die vom Festigkeitsstandpunkte aus kaum vorteilhaft sein dürfte. Welcher Zweck mit dieser eigentümlichen seitlichen Verschiebung erreicht werden soll, ist nicht bekannt.

Flossen und Ruder.

Höhenflosse und Höhenruder.

Das Caproni-Flugzeug besitzt eine einzige Höhenflosse mit anschließendem Höhenruder. Die Flosse hat zusammen mit dem Ruder ganz die Gestalt einer normalen Tragfläche (Trapezums) und entspricht auch in ihrer Größe ungefähr der Fläche eines gewöhnlichen Einsitzerflugzeuges. Die Spannweite beträgt 7900 mm, die Tiefe der Flosse 990 mm, die

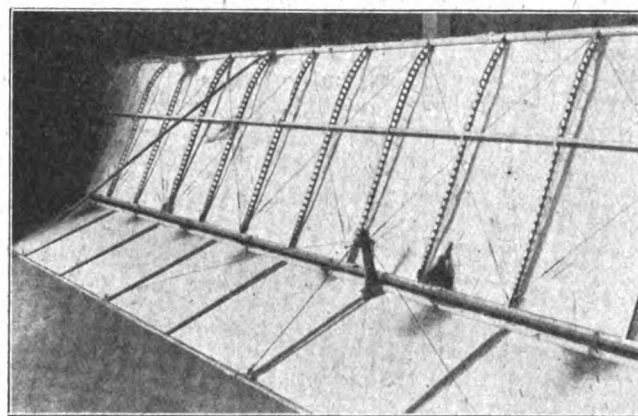


Fig. 13.

des Ruders 620 mm; die Fläche der Höhenflosse beläuft sich auf $7,36 \text{ m}^2$, die des Höhenruders auf $4,80 \text{ m}^2$, beide zusammen erreichen daher $12,16 \text{ m}^2$.

Auffallend ist die im Verhältnis zu der bedeutenden Spannweite von 22,4 m geringe Entfernung der Höhenflosse von der Tragzelle. Der Druckmittelpunkt des Systems Höhenflosse-Höhenruder liegt ziemlich genau 5 m hinter dem Schwerpunkt des Flugzeuges. Diese geringe Entfernung bei verhältnismäßig bedeutender Größe der Flosse hat zur Folge, daß das Flugzeug bei ziemlich großer statischer Stabilität nur eine geringe Dämpfung für Längsschwingungen besitzt;

damit stimmt es auch überein, daß dem Caproni allgemein eine für ein Großflugzeug sehr hohe Wendigkeit nachgerühmt wird.

Trotz seiner bedeutenden Größe besitzt das Höhenruder keine Ausgleichslappen; die Bewegung desselben wird zweifellos ziemliche Kraft erfordern und den Flugzeugführer stark ermüden.

Im Gegensatz zu den übrigen Teilen des Flugzeuges, die fast nur Holz als Baustoff verwenden, bestehen die Höhenflossen und das Höhenruder fast vollständig aus Stahl; nur in der Mitte der Höhenflosse befindet sich ein aus Holz bestehender profilierter Holm (Fig. 13). An der Höhenflosse besteht der ganze äußere Umriß aus 30 mm starkem Stahlrohr, die Rippen dagegen aus U-förmig gebogenem Stahlblech mit zahlreichen runden Erleichterungslöchern. Am Höhenruder besteht nur die Vorderkante (Drehachse) aus 30 mm starkem Stahlrohr, für den übrigen Teil des Randes sowie für die Rippen ist 15 mm starkes Stahlrohr verwendet. Der Rippenabstand beträgt in der Höhenflosse 200 mm, im Höhenruder 300 mm.

Die Höhenflosse liegt oben auf den beiden Seitenrümpfen nicht einstellbar auf und ist vorn und hinten durch passende Beschläge am Rumpf bzw. an dem den Rumpf hinten abschließenden vertikalen Rohr, das oben und unten weit vorragt, befestigt. Zur weiteren Abstützung gehen von dem unteren Ende jedes dieser beiden vertikalen Rohre nach außen und innen je zwei Stützstreben ab (Fig. 12), eines zum vorderen, das andere zum hinteren Randrohr der Flosse (so daß also im ganzen acht derartige Stützstreben vorhanden sind). Die Streben bestehen aus einem Stahlrohr von 16 mm Durchm. und 1 mm Wandstärke, das durch eine Holzverschalung auf Tropfenquerschnitt 58×28 mm (innere Streben) bzw. 56×28 mm (äußere Streben) gebracht ist. Oben ist die Flosse durch eine Anzahl Drahtverspannungen mit den Seitenruderachsen verbunden. Das Höhenruder ist durch zwölf Scharniere mit der Flosse verbunden und besitzt zwei 410 mm lange (von Auge zu Auge) Doppelhebel für die Steuerkabel. Von jedem Hebelende gehen drei 1,5 mm starke Drähte zur Übertragung des Zuges an die Hinterkante des Ruders.

Seitenflosse und Seitenruder.

Das Caproni-Großflugzeug besitzt drei frei über der Höhenflosse und dem Höhenruder angeordnete Seitenruder. Die beiden seitlichen Ruder liegen über den Seitenrümpfen, wobei die Hinterstevrohrer derselben als Drehachsen dienen. Eine feste Kielflosse ist nicht vorhanden, dagegen ein dreieckiger Ausgleichslappen, dessen Flächeninhalt ungefähr ein Viertel der ganzen Ruderfläche ausmacht. Das dritte, in der Mittelachse des Flugzeuges gelegene Seitenruder hat annähernd die gleiche unregelmäßig fünfeckige Form wie die beiden anderen, aber der vordere dreieckige Teil ist hier nicht als

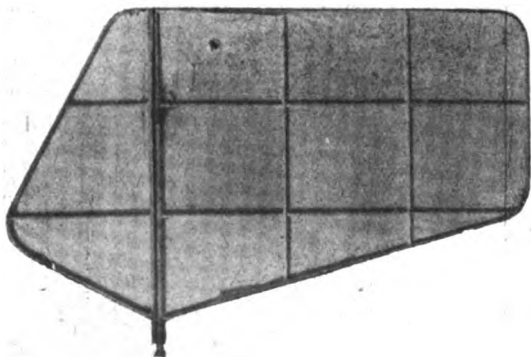


Fig. 14.

Ausgleichslappen benutzt, sondern ganz vom Ruder getrennt und als feste Seitenflosse ausgebildet. Der Flächeninhalt dieser einzigen Seitenflosse beträgt $0,56 \text{ m}^2$, der der drei Seitenruder dagegen $6,92 \text{ m}^2$. Auch diese ungewöhnlich kleine Kielflosse gegenüber den mächtigen Seitenrudern weist darauf hin, daß beim Entwurf des Flugzeuges auf Wendigkeit besonderer Wert gelegt wurde.

Das Gerüst der Seitenruder und der Kielflosse besteht größtenteils aus Stahlrohr, das für alle Randrohre und für die horizontalen Rippen verwendet ist; die vertikalen Zwischenrippen dagegen sind zum Teil aus Holz gefertigt (s. Fig. 14).

Die drei vertikalen Achsrohre der Seitenruder sind gegeneinander und gegen die Vorderkante der Höhenflosse durch eine Anzahl von Drähten verspannt (s. Tafel VIII), die mit einer einzigen Ausnahme nur die geringe Stärke von 1,5 mm besitzen. Die Steuer selbst sind an ihren Hinterkanten durch zwei Drähte (*29* in Tafel VIII) verbunden und in ihren Bewegungen gekuppelt. Die beiden seitlichen Ruder tragen auf der nach außen gewendeten Seite je einen einarmigen Hebel von 430 mm Länge für die Steuerkabel, von dem Abspanndrähte zur Ruderhinterkante bzw. zu den Verbindungsdrähten (*29*) gehen. Eine starre Kupplung der drei Seitenruder ist nicht vorhanden, erst durch die Steuerseile selbst wird die Kupplung vollständig.

Querruder.

Wie bereits erwähnt, besitzt das Caproni-Flugzeug sowohl an der oberen als auch an der unteren Tragfläche an jedem Flügelende ein Querruder. Die Klappen besitzen eine Breite von 3610 mm, die Tiefe beträgt innen 550 mm, außen 670 mm; die Fläche eines Querruders beträgt $2,18 \text{ m}^2$, alle vier erreichen demnach $8,72 \text{ m}^2$, das ist 9,2% der gesamten Tragfläche. Ausgleichslappen sind an den Querrudern nicht vorhanden.

Die Querruder sind ganz aus Stahlrohr gefertigt, das Achsrohr ist 22 mm stark, die Randrohre und Rippen 16 mm. Der Rippenabstand ist 500 mm. An der Tragfläche ist jedes Querruder durch sechs Scharniere befestigt. Zum Anschluß der Steuerkabel trägt jedes Querruder zwei 400 mm lange einfache Hebel, und zwar die Querruder der oberen Tragfläche an der Oberseite, die der unteren Tragfläche an der Unterseite. Von den Hebelenden gehen Drähte zur Hinterkante der Querruder, und die Hinterkanten je eines oberen und unteren Querruders sind durch einen 3 mm starken Draht (*22* auf Tafel VIII) verbunden. Ganz wie bei den Seitenrudern wird auch hier die feste Kupplung der Querruder erst durch das Zusammenwirken dieser Verbindungsdrähte und der Steuerseile bewirkt.

Steuerseilführung.

Die Seile zur Bedienung des Höhen- und Seitenruders laufen von den Steuerhebeln zunächst im Innern der Mittelgondel unterhalb der Benzinbehälter nach hinten; hinter den Benzinbehältern treten sie (über Rollen laufend) seitlich aus der Gondel aus, gehen schräg zu den Seitenrümpfen hinüber und sind dann über und seitlich derselben bis zu den Rudern geführt (s. Tafeln VIII und IX). Die Seile des Höhensteuers sind in gebräuchlicher Weise gleich hinter dem Steuerhebel gekreuzt.

Die Kabel für das Seitensteuer sind einfach und haben 4 mm Durchm.; die Höhensteuerseile dagegen sind doppelt bei 3 mm Stärke, wobei die nebeneinanderliegenden beiden Seile über Doppelrollen laufen. Da je zwei solche Doppelseile an jedem der beiden Seitenrümpfe angeordnet sind, so sind also im ganzen acht Höhensteuerseile vorhanden.

Die Führung der Querruderseile ist aus der schematischen Fig. 15 ersichtlich. Jedes der beiden Handräder trägt auf seiner Achse zwei Kettenräder *a* und *b*. Vom Rad *a* gehen die an die Kette anschließenden 3 mm starken Seile über die an der Achse sitzenden Rollen *c* und *d* seitlich nach außen und über die am Achsenlager befestigten nebeneinanderliegenden Rollen *f* und einige weitere Rollen zur Vorderkante des oberen bzw. unteren Flügels. Längs dieser laufen sie in Rohren geführt nach außen, dann teilt sich an einer Spleisstelle jedes Seil in zwei Einzelseile, die zu den früher erwähnten einarmigen Hebeln an den Querrudern führen. Bei dieser Anordnung werden also vom rechten Handrad aus direkt nur die Querruder an den rechtsseitigen Flügelenden (oben und unten) bewegt, ebenso vom linken Handrad nur die Querruder an den linksseitigen Flügelenden. Um von jedem der beiden Handräder aus die sämtlichen Querruder bewegen zu können, sind die beiden Handräder durch das über die hinten am Hebel sitzenden Kettenräder *b* und die Leitrollen *e* geführte Verbindungsseil miteinander gekuppelt.

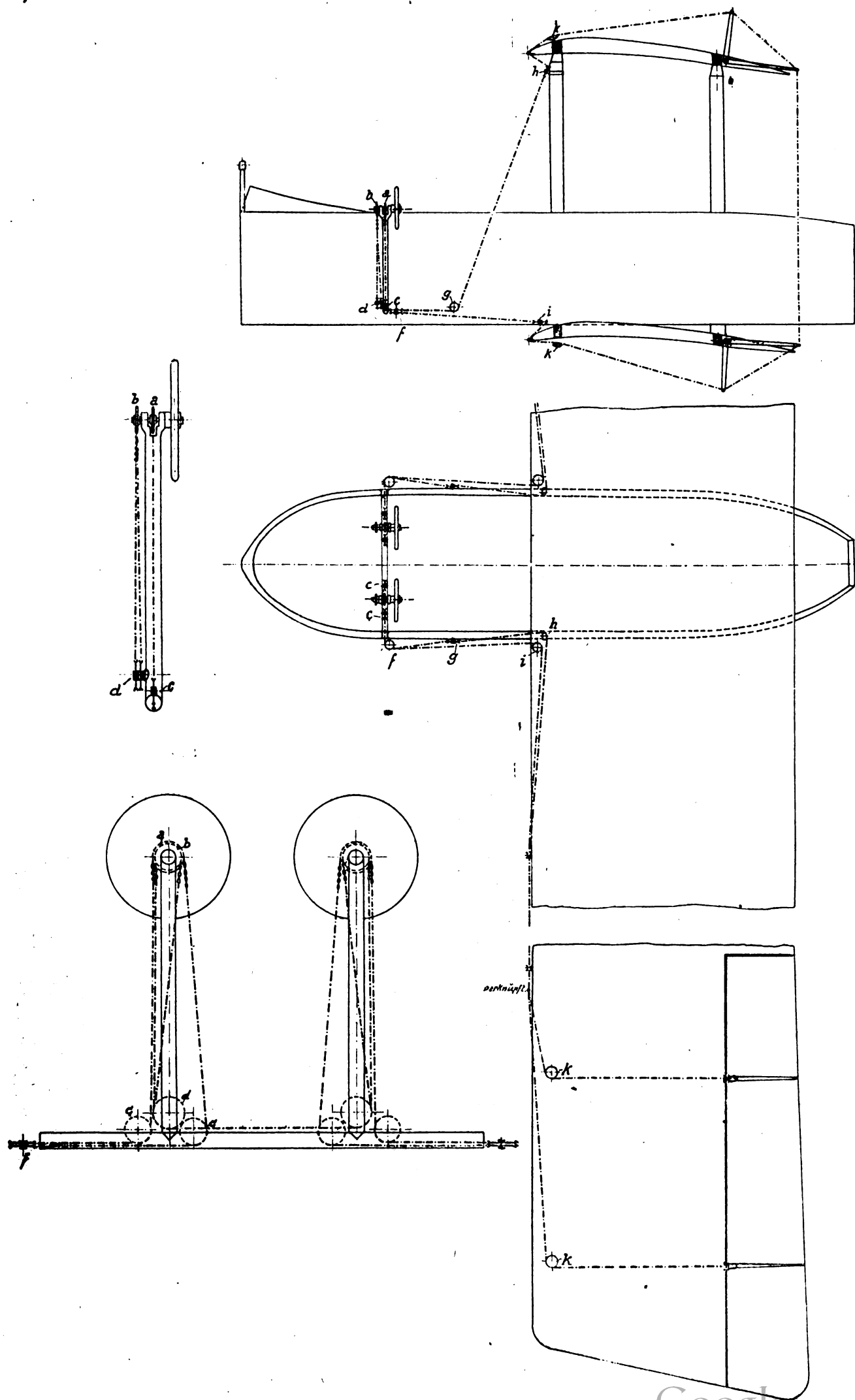


Fig. 15.

Die Seile zur Betätigung der Querruder sind sämtlich einfach und besitzen eine Stärke von 3 mm.

Fahrgestelle und Sporne.

Hauptfahrgestelle.

Wie die meisten Großflugzeuge besitzt der Caproni zwei Hauptfahrgestelle. Sie liegen unterhalb der Seitenrümpfe und nehmen daher das Gewicht derselben mit ihren eingebauten Motoren unmittelbar auf, während das Gewicht der Mittelgondel auch am Boden nur an den Tragflächen bzw. deren Hauptverspannungsseilen hängt. Schräg nach innen zur Mittelgondel gehende Streben, wie sie die meisten ähnlich gebauten Flugzeuge mit zwei Fahrgestellen besitzen, sind im Interesse möglicher Vereinfachung und Erleichterung des Fahrgestells fortgelassen.

Jedes der beiden Fahrgestelle (Fig. 11 und 16 und Tafel XI) besteht aus einem in weitem Bogen gebogenem Bügel aus Eschenholz, an dem die Radachse angelenkt ist. In den annähernd vertikalen Teilen hat der Bügel vollen Tropfenquerschnitt 140×62 mm (Seitenverhältnis 1 : 2,26), im un-

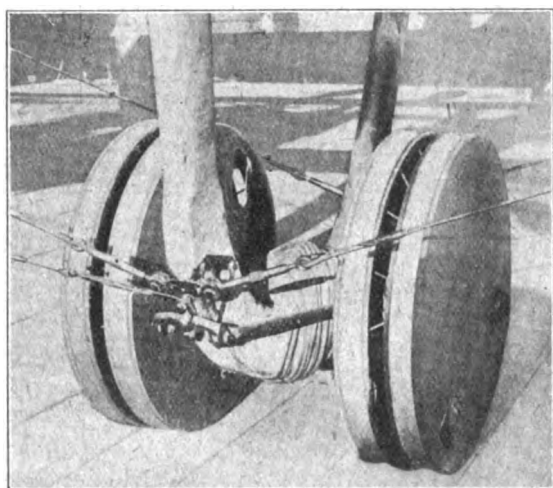


Fig. 16.

teren gebogenen Teil ist der Querschnitt rechteckig mit den Maßen 120×50 mm, die oberen auf Rechteckquerschnitt 80×50 mm verjüngten Enden sind in entsprechenden Hülzen der Holmstoßbeschläge der unteren Tragfläche eingesetzt (s. Tafel XV, links unten) und mit diesen durch zwei 6 mm-Bolzen verbunden. Wie bereits früher erwähnt, sind diese beiden als Fahrgestellschuhe dienenden Beschläge durch ein 32 mm starkes unter der Tragfläche liegendes Rohr verbunden, das die Horizontalkomponenten der Fahrgestellkräfte aufnimmt und so einerseits die Fahrgestellbügel, andererseits das Tragflächengerüst entlastet.

Am Beginn des unteren Bogens sitzt vorn und hinten am Fahrgestellbügel je ein Beschlag; von jedem dieser Beschläge gehen zwei 7 mm starke Drahtseile seitlich ab, durch die der Bügel einerseits gegen die Mittelgondel, andererseits gegen die weiter außen liegenden Teile der unteren Tragflächen abgespannt ist. Vom vorderen Beschlag geht außerdem ein 4,5 mm starkes Drahtseil zum Vorderteil der Mittelgondel zur Aufnahme der Horizontalkomponente des Rad-drucks.

Der vordere Bügelbeschlag dient außerdem zur Befestigung der Radachsgabel, für das nach Art des bekannten Farman-Fahrgestells an den Bügel angelenkte Doppelraderpaar. Auf dem aus 3 mm starkem Blech bestehenden Beschlag (an dem oben die erwähnten Spannseile angreifen), befindet sich ein zweiteiliges Kugelgelenk, in dem sich die mit einer Kugel abschließende Radgabel frei drehen kann (Tafel XV, Mitte oben). Der die Kugel tragende Vorderteil der Radgabel ist ein ziemlich weit ausladendes Schmiedestück, an dem beiderseits — durch 8 mm starke Bolzen verbunden — die aus 28 mm-Stahlrohr bestehenden Gabelarme angesetzt sind. Diese Art der Ausführung der Farmangabel gewährt zwar eine sehr vollkommene Bewegungsfreiheit,

sie ist aber nicht gerade billig, und auch der stark exzentrische Ansatz der Gabeln ist wenig vorteilhaft, da dadurch das erwähnte Schmiedestück stark auf Biegung beansprucht wird.

Die durch die Radgabel an den Bügel angelenkte Radachse besteht aus 50 mm starkem Stahlrohr und ist durch Gummischnüre abgefedert, die kreuzweise über die Achse und den Bügel gewickelt sind. Die Achse trägt an jedem Ende ein Doppelrad mit Bereifung $2 \times 800 \times 100$ mm, die Spurweite zwischen den Mitteln der beiden Doppelräder beträgt 536 mm.

Der seitliche Abstand der beiden Fahrgestellbügel — die mittlere Spurweite des ganzen Fahrgestellsystems — beträgt 4200 mm.

Stoßfahrgestell.

Außer den beiden Hauptfahrgestellen besitzt das Caproni-Flugzeug noch ein am Vorderteil der Mittelgondel angesetztes Stoßfahrgestell, das beim gewöhnlichen Rollen den Boden nicht berührt und nur bei der Landung zur Wirkung gelangt.

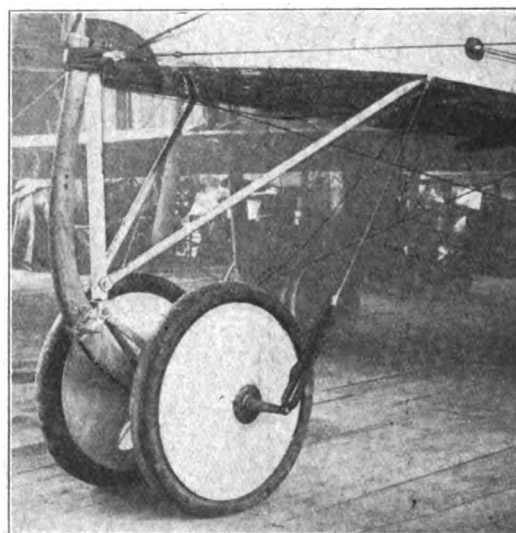


Fig. 17.

Am unteren Ende des (bereits bei der Beschreibung der Mittelgondel erwähnten) den ersten Spant derselben bildenden Vertikalrohrs befindet sich ein Gabelgelenk, in das sowohl der aus Eschenholz gefertigte Fahrgestellbügel als auch die die Räderachse haltende, nach Art der gewöhnlichen Farmankonstruktion gebaute Achsgabel gelenkig drehbar eingesetzt sind (Fig. 17 und Tafel XII). Die Abfederung ist doppelt, indem einerseits die Radachse in gebräuchlicher Art durch umgelegte Gummischnüre gegen den Fahrgestellhebel abgefedert ist, während andererseits dieser an seinem oberen Ende gleichfalls durch umgelegte Gummischnüre mit dem Beschlag am ersten Gondelspannt federnd verbunden ist.

Die 45 mm starke Achse trägt zwei Räder von gleicher Größe wie die an den Hauptfahrgestellen; die Spurweite beträgt 500 mm. Nach außen ist die Achse beidseitig über die Räder hinaus verlängert und die Enden sind durch je einen mit Gummiring versehenen Draht mit dem dritten Gondelspannt verbunden, wodurch die horizontale Lage der Radachse im unbelasteten Zustande gesichert wird.

Die Sporne.

Am Schwanzende jedes der beiden Seitenrümpfe befindet sich ein federnder Sporn (Tafel VIII und Fig. 12). Der Sporn selbst besteht aus gebogenem Eschenholz und ist an der stärksten Stelle 60×50 mm, am oberen Ende 50×50 mm stark. Er ist am unteren Ende des den Rumpf abschließenden vertikalen Stahlrohrs in einem freie Seitenbewegung gestattenden Gabelgelenk eingesetzt und am Vorderende durch Gummischnüre gegen den Rumpf abgefedert.

Motoranlage.

Der Antrieb des Flugzeugs erfolgt — wie bereits erwähnt — durch drei Motoren, von denen einer in der Mittelgondel

eine Druckschraube treibt, während die beiden anderen in den Seitenrümpfen untergebracht und mit je einer Zugschraube gekuppelt sind. Bei den älteren Flugzeugen wurden 100 PS-Sechszylinder-Fiatmotoren verwendet, die sich von den gleich starken deutschen Mercedesmotoren kaum unterscheiden. Da die Leistungen der mit diesen Motoren ausgerüsteten Maschinen später den gesteigerten Anforderungen nicht mehr genügten, wurden bei den neueren Flugzeugen drei 160 PS-Isotta-Fraschinimotoren verwendet, ohne daß im übrigen irgendwelche nennenswerten Änderungen am Flugzeug selbst vorgenommen wurden.

Zu jedem Motor gehören zwei Lamellenkühler aus Kupfer; die des Mittelmotors sind zu beiden Seiten der Gondel an den Stielen befestigt, die der seitlichen Motoren liegen nebeneinander oberhalb der Seitenrümpfe und etwas hinter den Motoren. In der Mittelgondel befindet sich links neben dem Motor ein kleiner Wasserbehälter zur Ergänzung des während der Fahrt verbrauchten Kühlwassers; Kühler, Kühlmäntel, Leitungen und der eben erwähnte Behälter fassen zusammen 47 Liter Wasser.

Die drei Luftschrauben sind zweiflügelig und haben bei dem mit 100 PS-Motoren ausgerüsteten Flugzeuge 2560 mm Durchmesser und 1550 mm Steigung.

Benzin- und Ölzufuhr.

Die beiden Benzinbehälter von ovalem Querschnitt sind in der Mittelgondel hinter den beiden Führersitzen und vor dem Motor so untergebracht, daß zwischen ihnen noch ein 280 mm breiter freier Raum bleibt, der als Durchgang zum Motor dient. Sie sind 940 mm lang, 400 mm breit und 970 mm hoch und fassen einzeln etwa 340 Liter, zusammen also 680 Liter oder etwa 480 kg, was bei dreihundertpferdigen Motoren für einen Flug von etwa $6\frac{1}{2}$ h ausreichend ist.

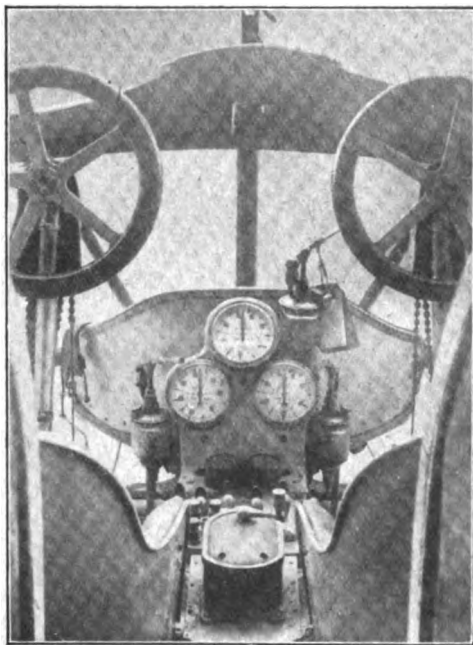


Fig. 18.

Bei den älteren Caproniflugzeugen bestehen die Behälter — ebenso wie die Benzinleitungen — ganz aus Kupfer, die Luftleitungen dagegen aus Eisen, bei den neueren Maschinen ist indes für die Behälter verbleites Eisenblech und für die Leitungen durchwegs Eisenrohr verwendet. Man ist also auch in Italien — wo der Mangel an Kupfer doch keineswegs so groß war wie bei uns — in weitgehendem Maße zur Verwendung von Eisen für Behälter und Leitungen übergegangen, woraus man schließen kann, daß keine ungünstigen Erfahrungen damit gemacht wurden.

Die Anordnung der Benzin- und Luftleitungen ist auf Tafel XVI in einer schematischen Darstellung wiedergegeben. Jeder der beiden Benzinbehälter kann zwei Motoren speisen,

und zwar den Mittelmotor (der also an beide Behälter angeschlossen werden kann) und den auf seiner Seite gelegenen Seitenmotor. Außerdem ist jeder der beiden Behälter durch zwei Querwände in drei Kammern geteilt; von jeder Kammer führt ein Benzinrohr zu dem unter dem Behälter gelegenen Hahngehäuse, durch das jede Kammer und jeder der beiden Motoren einzeln abgesperrt werden kann. Ein ganz gleiches Hahngehäuse für die Luftleitungen ist oberhalb des Behälters angebracht; die Druckluft wird ihm von den beiden (einzeln absperrbaren) Motorpumpen der an den betreffenden Behälter angeschlossenen Motoren sowie durch ein weiteres nicht absperrbares Rohr von der für beide Behälter gemeinsamen, zwischen den Pilotensitzen untergebrachten Handpumpe zugeführt. Von den Druckleitungen zwischen Handpumpe und Behältern gehen zwei Abzweigungen zu den vorn am Schaltbrett unterhalb der Drehzähler befindlichen beiden Manometern.

Bei jedem Motor liegt ein Ölbehälter von 310 mm Durchmesser und 270 mm Länge, der etwa 18 Liter faßt; alle drei Behälter nehmen daher etwa 54 Liter oder 48 kg Öl auf. Zur Schmierung der Steuerungsteile dienen drei am Schaltbrett befindliche Handpumpen (Tafel XVI und Fig. 18).

Zündung und Gasregelung.

Jeder Motor besitzt zwei Bosch-Magnetzündapparate gewöhnlicher Bauart. Zum Anlassen dient ein für alle drei Motoren gemeinsamer Boschanlasser (Fig. 18, vorn sichtbar), der durch den rechts vor ihm befindlichen Umschalter auf jeden der drei Motoren geschaltet werden kann (vgl. auch das Schema auf Tafel XVI). Links neben dem Umschalter befindet sich der Serienschalter (gleichfalls Bauart Bosch) mit sieben Druckknöpfen; durch Drücken auf einen der sechs am Umfang des Schalters befindlichen Knöpfe wird eine Kerzenserie eines Motors eingeschaltet, durch Herausziehen wird sie kurz geschlossen, so daß an jedem Motor jede der beiden Kerzenserien einzeln geprüft werden kann. Beim Drücken auf den mittleren Knopf springen alle äußeren Knöpfe heraus, wodurch sämtliche Motoren gleichzeitig abgestellt werden.

Zur Regelung von Gas und Zündung befinden sich am Schaltbrett nebeneinander drei Gas- und drei Zündungshebel, die durch Zahnsegmente in jeder Lage feststellbar sind. Von den Hebeln gehen Seilzüge über Rollen unterhalb des Fußbodens der Mittelgondel zum Mittelmotor bzw. innerhalb der Tragflächen zu den beiden Seitenmotoren. Die Regelung der Gaszufuhr erfolgt zwangsläufig durch doppelte Seile, die der Zündung dagegen durch einfache Seile mit Rückführung durch die an den Zündmagneten befindlichen Federn.

Instrumente.

Außer den bereits erwähnten zwei Manometern finden sich am Schaltbrett nur noch drei Morell-Drehzähler, die biegsamen Wellen derselben sind in denselben Kanälen wie die Seile für die Gas- und Zündungsregelung unterhalb des Fußbodens der Mittelgondel und innerhalb der Tragflächen zu den Motoren geführt.

Bewaffnung.

Bei den älteren Caproniflugzeugen beschränkt sich die Bewaffnung auf ein an der Spitze der Mittelgondel auf einem Drehzapfen gelagertes Maschinengewehr (Tafel VIII u. XII), das von einem vor den beiden Piloten sitzenden Schützen bedient wurde. Bei den neueren Flugzeugen ist der einfache Drehzapfen durch einen etwas schräg stehenden Drehring von 800 mm Durchmesser ersetzt worden (Tafel X und Fig. 19).

Bei der starken Zunahme der Luftkämpfe im Verlaufe des Krieges stellte es sich als unumgängliche Notwendigkeit heraus, auch ein nach hinten feuerndes Maschinengewehr zu besitzen. Um demselben trotz der hinten befindlichen Luftschraube freien Ausschub zu ermöglichen, blieb nichts übrig als dasselbe (gleichfalls in einem Drehring von 800 mm Durchmesser) auf einen hohen, aus Stahlrohr bestehenden Turm zu setzen, der über dem Motor auf das Hinterende der Mittelgondel aufgesetzt wurde (Tafel X). Der Turm ist so hoch, daß das Maschinengewehr nicht nur nach hinten über die Schraube, sondern auch nach vorn über die Tragflächen frei

hinwegschießen kann. Naturgemäß wird dieser Vorzug durch einen sehr hohen Luftwiderstand erkauft, und nach unten ist das Flugzeug trotzdem wehrlos.

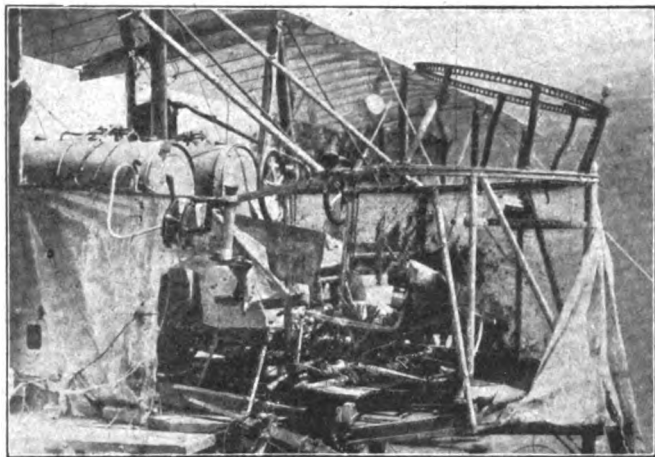


Fig. 19.

Die meisten Caproniflugzeuge führten eine wechselnde Zahl von Bomben mit sich, die zwischen der Mittelgondel und den Seitenrümpfen an einer besonderen Vorrichtung an der Unterseite der Flügel angehängt wurden. Die Bombenabwurfvorrichtung und das Zielfernrohr, dessen Bau keine Besonderheiten aufweist, sind in Fig. 19 an der Seitenwand der Mittelgondel sichtbar.

Patentschau.

Von Ansbart Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 4. S. 44954. Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen. Société Anonyme des Etablissements Delaunay-Belleville, St. Denis, Seine, Frankreich; Vertr.: E. Lamberts, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. 17. 2. 16. Frankreich. A. 5. 3. 15. E. 8. 5. 19.

46c, 21. D. 34647. Kühler für Explosionskraftmaschinen. Max Dehm, Berlin-Lichterfelde, Ferdinandstr. 32, und Wolfgang Alfons Zenker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstr. 17. A. 22. 6. 1918. E. 8. 5. 19.

77h, 2. F. 41306. Gerüst für starre Luftschiffe. Paul Fueß, Berlin-Steglitz, Grunewaldstr. 6a. A. 4. 10. 16. E. 3. 6. 19.

77h, 15. B. 86053. Vorrichtung zur Erweckung des Eindruckes eines brennend abstürzenden Flugzeuges. Carl Johann Busch, Berlin, Königin Augustastr. 8, und Fritz Schmitt, Berlin-Wilmersdorf, Brandenburgischestr. 40. A. 8. 4. 18. E. 1. 6. 19.

77h, 4. D. 34510. Gondel- und Fallschirmaufhängung an Ballonen und Drachen. Deutsche Floßboot-Werke, G. m. b. H., Berlin. A. 18. 5. 18. E. 12. 5. 19.

7h, 5. O. 10150. Tragdeckenversteifung. Gustav Otto, München, Elisabethstr. 39, und Fritz Ellysen, Wien. A. 15. 1. 1917. E. 12. 5. 19.

77h, 5. Z. 10252. Getriebekühlung, insbesondere für Luftfahrzeuggetriebe. Zahnradfabrik, G. m. b. H., und Hans Keitel, Friedrichshafen a. B. A. 21. 12. 17. E. 12. 5. 19.

77h, 5. Z. 10257. Tragende Blechaußenhaut für Flugzeugrümpfe. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. A. 27. 12. 17. E. 12. 5. 1919.

77h, 6. R. 46610. Stahlpropeller. Metallwaren-Fabrik Gebr. Ruppel, Gotha. A. 1. 10. 18. E. 12. 5. 19.

77h, 5. B. 86157. Kampfflugzeug. Robert Burberg, Mettmann. A. 18. 4. 18. E. 17. 4. 19.

77h, 5. J. 18663. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln. Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47. A. 22. 3. 18. E. 17. 4. 19.

77h, 5. D. 34694. Verfahren zum Entfernen von Feuchtigkeit aus Flugzeugteilen. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin, und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Cöpenick. A. 6. 7. 18. E. 31. 5. 19.

77h, 5. S. 49123. Fliegertuch. Carl Sack, Bayreuth. A. 22. 10. 18. E. 31. 5. 19.

77h, 15. B. 81086. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Robert Bosch, A.-G., Stuttgart. A. 14. 2. 16. E. 31. 5. 19.

77h, 15. B. 82513. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen; Zus. z. Anm. B. 81086. Robert Bosch, A.-G., Stuttgart. A. 22. 9. 16. E. 31. 5. 19.

77h, 5. F. 41647. Steuerung für Luftfahrzeuge mittels Motoren. Reinhard Mannesmann, Westhoven b. Cöln. A. 14. 2. 17. E. 8. 5. 19.

77h, 5. R. 44545. Flugzeug mit verstellbaren Tragflächen. Siegfried Röhl, Berlin, Pettenkoferstr. 6. A. 22. 5. 17. E. 8. 5. 19.

77h, 5. S. 48104. Vorrichtung zum Regeln von Kühlern für Luft- und andere Flugzeuge. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. A. 6. 4. 18. E. 8. 5. 19.

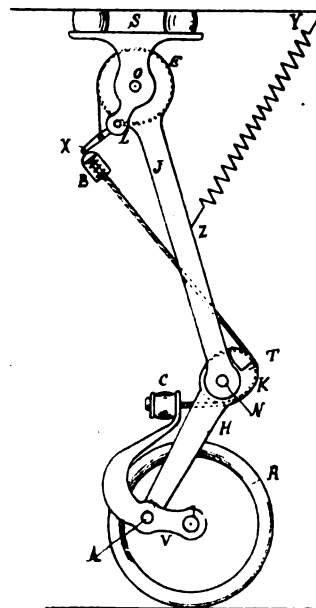
77h, 9. F. 42235. Luftabführung für die Radachse von Flugzeugen. Anthony H. G. Fokker, Schwerin, Mecklbg. A. 25. 8. 17. E. 8. 5. 19.

77h, 10. W. 49341. Antrieb von selbsttätig verwindbaren Flugzeugschlagflügeln. Otto Wittkowsky, Düsseldorf, Graf Adolfsstraße 15. A. 1. 6. 17. E. 8. 5. 19.

77h, 5. 312279. Stielanschluß für Flugzeuge. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig. 30. 9. 17. D. 33768.

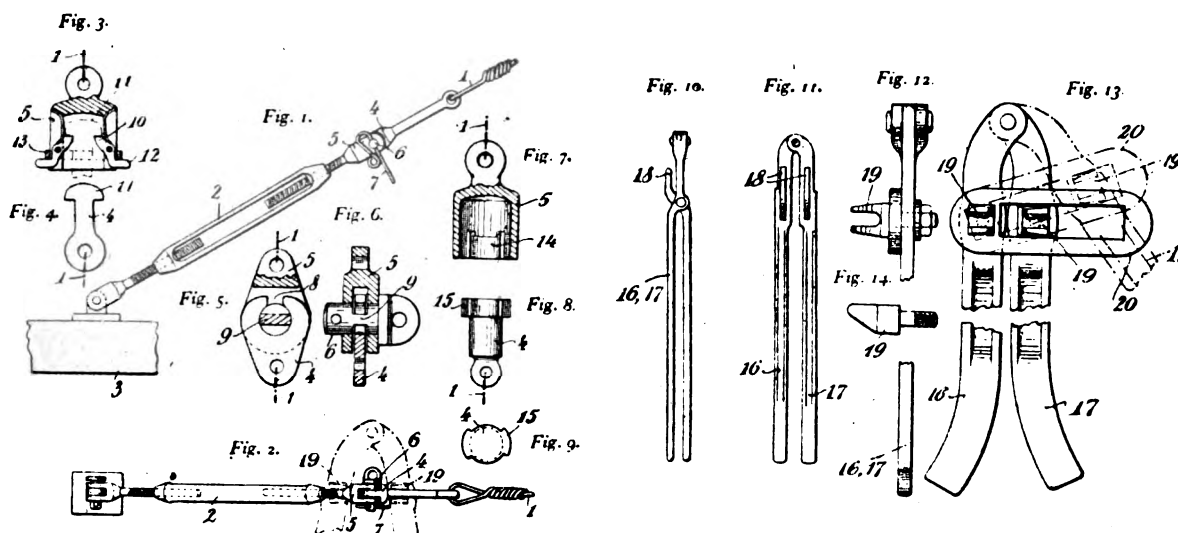
Auszüge aus den Patentschriften.

308275. Nachgiebiges Anlaufgestell für Flugzeuge. Ernst Gérard in Brüssel. — Das Anlaufgestell besteht im wesentlichen aus einem mit dem oberen Schenkel *J* an dem Flugzeug unter Einschaltung von Puffern *S* und Federn *Y, Z* angelenkten Knie *A, N, O* an dessen unterem Schenkel in der Lagerstelle *A* der Winkelhebel *V, A, C* drehbar angeordnet ist. Letzterer trägt am unteren Hebelarm *V* das Laufrad *R*, während der Arm *C* unter Vermittlung eines Federpuffers an ein Seil angeschlossen ist. Der Schenkel *H* ist über das Gelenk *N* hinaus verlängert, und diese Verlängerung *K* ist als Führungsrolle *T* für das erwähnte Seil ausgebildet, das mit seinem unteren Ende unter Einschaltung eines Puffers *B* an dem Bremshebel *X* angreift, der in einer Verlängerung *L* des Lagers für das Gelenk *O* des Schenkels *J* untergebracht ist und an dem die Enden des dieses Gelenk *O* beeinflussenden Bremsbandes *E* angeschlossen sind.



Zu Nr. 308 275.

Beim Auftreffen des Rades *R* auf den Boden wird der von ihm aufgenommene Stoß durch die Achse *V* auf den Winkelhebel *V, C* übertragen, der um die Achse *A* gedreht wird, sodaß das an den Hebelarm *C* angreifende Seil auf Zug beansprucht wird. Gleichzeitig sucht der bei *A* auftretende Druck den Schenkel *H* um den Gelenkzapfen *N* zu drehen, und der als Führungsrolle für das Seil ausgebildete Fortsatz *T, K* sucht letzteres noch mehr zu spannen. Diese Spannung wirkt der Drehung des unteren Schenkels *H, T* um den Zapfen *N* entgegen, während der obere Schenkel *J* des Knies in dem Gelenk *N* auf Druck beansprucht wird und auszuschwingen sucht. Die durch das Rad *R* und den doppelarmigen Hebel *V, A, C*, auf das Seil ausgeübte Zugwirkung wird auf den Bremshebel *X* übertragen, der sich um den Zapfen *L* zu drehen und das Bremsband *E* zu spannen sucht. Dieses wirkt seinerseits auf das Gelenk *O* des Schenkels *J* in der Weise ein, daß der ausschwingende Schenkel *J* in seiner Bewegung gebremst wird. Die Federn *Y, Z* dienen hierbei lediglich dazu, ein seitliches Ausschwenken des Schenkels *J* zu verhindern.



Zu Nr. 290121.

290121. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen. Jacob Lohner & Co. in Wien. — Die Spanndrähte oder -bänder sind an ihren Enden so ausgebildet, daß sie mittels einer Zange erfaßt und durch Schließen der Zange in der gemeinsamen Achse der Spanndrähte gegeneinandergezogen und in Eingriff gebracht werden und schließlich die Kupplung der Teile von Hand aus oder selbsttätig bei größter Spannung der Drähte erfolgt.

Zwischen Spanndraht und Spannschloß ist eine lösbare Kupplung 4 und 5 eingeschaltet, die auch an einer anderen Stelle des Drahtes 1 angeordnet sein kann. Die Kupplung 4, 5 kann z. B. als Gelenk ausgebildet sein (Fig. 1 u. 2), dessen Zapfen 6 durch einen federnden Splint 7 gesichert wird, so daß die Kupplungsteile durch Entfernen des Splintes 7 und Herausziehen des Zapfens 6 leicht voneinander getrennt werden können. Die Kupplungsteile 4, 5 müssen starr sein und für den Angriff der Zangenbacken verdickte Ansätze 4', 5' besitzen. Ferner müssen die Kupplungsteile in einer einzigen Stellung, und zwar in der Richtung ihrer Längsachse in Eingriff kommen, um ihre Kupplung in der gemeinsamen Achse der Spanndrähte bzw. -bänder bei deren größter Spannung zu ermöglichen. Der innere Teil 4 des Gelenkes kann auch mit einem Ausschnitt 8 (Fig. 5 u. 6) versehen und der Zapfen 6 in seinem mittleren Teil 9 zu beiden Seiten abgeflacht sein, so daß er nach seinem Verdrehen um 90° durch den Ausschnitt 8 des Kupplungsgliedes 4 hindurchtreten kann, während er in seiner Normallage das Glied 4 festhält. Es kann daher bei dieser Anordnung die Kupplung 4, 5 ohne Herausziehen des Zapfens 6 gelöst werden.

Die Kupplung 4, 5 kann auch als Hakenkupplung ausgebildet sein (Fig. 3 u. 4). Zu diesem Zweck wird der eine Kupplungsteil 5 hülsenförmig ausgestaltet und mit nach innen federnden Backen 10 versehen, die beim Einschieben des T-förmigen Kopfes 11 des anderen Kupplungsteiles hinter diesen schnappen. Zum Lösen der

Kupplung sind die Backen 10 mit nach außen ragenden Armen 12 versehen, durch deren Niederdrücken sie entgegen der Federwirkung verschwenkt und außer Eingriff mit dem Kupplungsteil 4 gebracht werden können. Bei gelöster Kupplung stützen sich die Arme 12 an einen Anschlag, z. B. einen die Hülse umgebenden Ring 13, der ihre richtige Lage sichert.

Die Kupplung kann ferner die Form eines Bajonettverschlusses haben (Fig. 7 bis 9), bei welchem der hülsenförmige Kupplungsteil 5 mit inneren Vorsprüngen 14 und der in diesen einzusteckende Teil 4 mit breiten Warzen 15 (Fig. 8 u. 9) versehen ist. Beim Einschalten der Kupplung werden die Teile 4, 5 ineinandergesteckt und um 90° gegeneinander verdreht, wonach die Warzen 15 in den Vorsprüngen 14 durch die Spannung des Drahtes gehalten werden.

Das Zusammenfügen der Kupplungsteile 4 u. 5 unter gleichzeitiger Spannung der Drähte erfolgt mittels einer geeigneten zangenartigen Vorrichtung. Bei der ersten in Fig. 10 u. 11 dargestellten Ausführungsform ist jeder der beiden oben durch ein Gelenk verbundenen Zangenschenkel nochmals als Zange 16, 17 ausgebildet, mittels deren Backen 18 die mit den Kupplungsteilen versehenen Drahtenden festgeklammert werden können. Bei der zweiten Ausführungsform nach Fig. 12 bis 14 ist an jedem Zangenschenkel 16, 17 ein starres gabelförmiges Maul 19 drehbar angeordnet, das beim Spannen des Drahtes hinter die Kupplungsteile greift und sie festhält. Zweckmäßig wird das eine Maul mit einer Kulissee 20 fest verbunden, die an dem anderen Maul geführt wird, so daß sich beim Öffnen und Schließen der Zange die Backen 19 immer gegeneinander stellen und daher stets eine gemeinsame Symmetrieebene haben. Es werden daher bei Anwendung dieser Zange die Spanndrähte oder -bänder während des Spannens nicht auf Biegung beansprucht. Beim Zerlegen des Luftfahrzeuges wird das Sperrglied mittels der Zange entspannt, so daß die Kupplung leicht gelöst werden kann.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
AmL Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das laufende Geschäftsjahr aufgenommen:

Dipl.-Ing. Philipp Struve, Leipzig, Humboldtstr. 12.

2. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Hatlapa, Aachen, Düppelstr. 20.
Prof. Baumann, Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Prof. Bendemann, Berlin-Tempelhof, Kaiserkorso 67.
Prof. Föttinger, Zoppot, Budekerweg 13.
Germania-Flugzeugwerke, Leipzig-Eutritzsch.
Torpedo-Chef-Ing. Gießen, Reinfeld.
Hptm. Geerditz, Charlottenburg, Bismarckstr. 12.
Dipl.-Ing. van Gries, Überlingen.
Prof. Gümbel, Charlottenburg, Schloßstr. 66.

Prof. Koebe, Jena, Scheidestr. 2.
Ing. Lipfert, Dresden N. 30, Kötzensbrodaerstr. 76.
Dipl.-Ing. von den Steinen, Kiel, Esmarchstr. 61.
Friedrich Karl Müller, Montjoie, Bez. Aachen.
Exzellenz von Hänisch, Komm. Gen. d. XVIII. A.K.,
Bad Nauheim.
Exzellenz Merten, Beeskow i. Mark.
Kap.-Lt. Bertram, Warnemünde, Seeflugzeugversuchskommando.
Dipl.-Ing. Karl G. Gaule, Technische Hochschule,
Danzig-Langfuhr.
Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg.
Dipl.-Ing. K. A. Schreiber, Charlottenburg, Wallstraße 26/I.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Mitteilungen aus der Industrie.

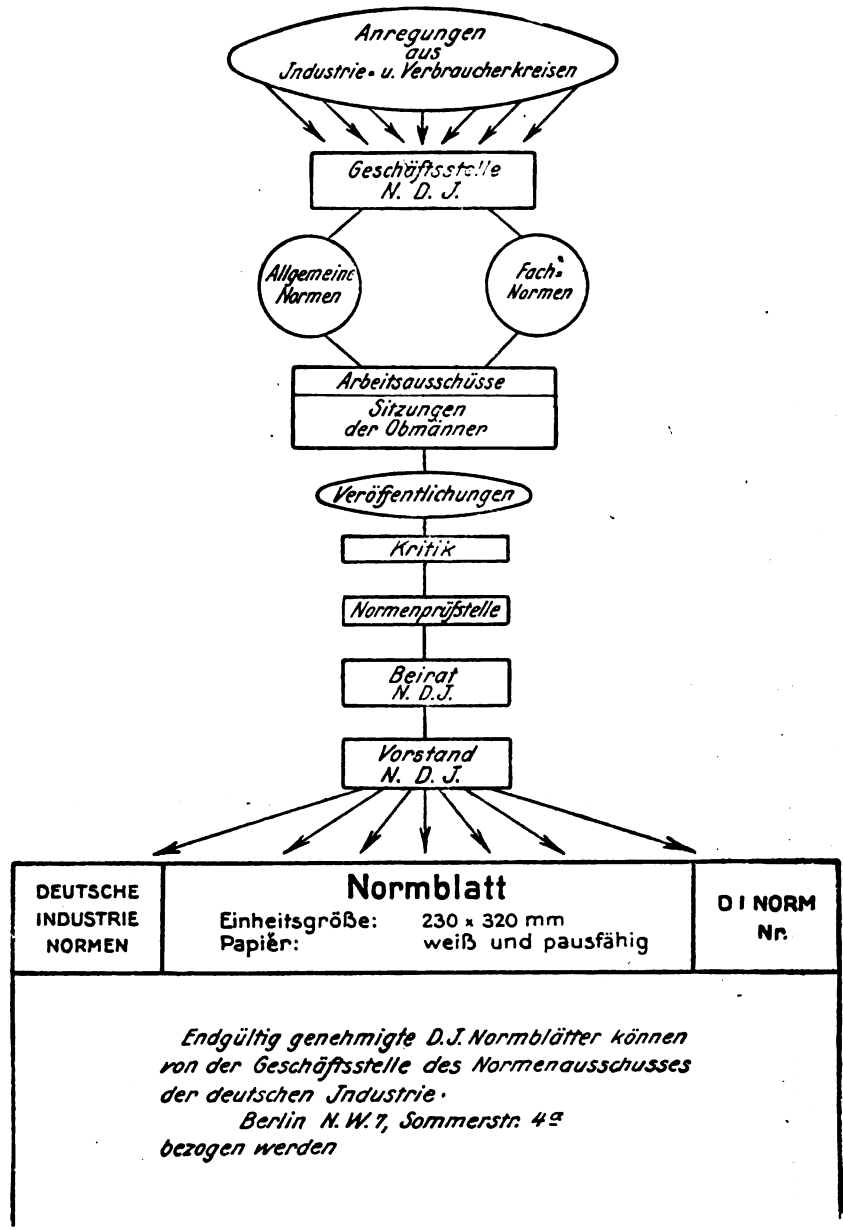
Normenausschuß der deutschen Industrie.

Berlin NW. 7, Sommerstraße 4a. Haus des Vereins deutscher Ingenieure. Fernsprecher: Amt Zentrum 542, 4059, 8775, 10290—10292. Die endgültig genehmigten D I Normblätter dienen als Unterlage zur Massenherstellung. Da unsere Leser sicherlich Interesse für das Entstehen einer D I Norm haben, bringen wir nebenstehend eine zeichnerische Darstellung.

Ein Vierteljahrhundert Z.-Schiffahrt. 1894 war es, als Ingenieur Kober, der erste technische Mitarbeiter des Grafen Zeppelin, jene bedeutsame Denkschrift erscheinen ließ, die als geschichtliche Geburtsurkunde des starren Systems gelten kann. Sie betitelt sich: „Lenkbares Luftschiff nach den Angaben Sr. Exz. Grafen von Zeppelin, Stuttgart, entworfen und berechnet.“ Kobers Denkschrift war der literarische Niederschlag mühseliger Versuche, die seit 1892 von Zeppelin und seinem Konstrukteur angestellt worden waren, also schon ein Jahr früher, als David Schwarz in Petersburg sein bereits, bei der Füllung berstendes Starrschiff aus Aluminium baute. Der Altersanspruch der Erfindung fällt also dem Grafen zu. Nachdem dann die Entwürfe von Schwarz und Woelfert Schiffbruch erlitten hatten, wurde 1898 vom Grafen Zeppelin die „A.-G. zur Förderung der Luftschiffahrt“ in Stuttgart begründet. 1899, also vor nunmehr 20 Jahren, verlegte diese Gesellschaft ihren Sitz nach Friedrichshafen, um für ihre Versuche die im damaligen Stadium der Starrschiffe weniger bruchgefährliche Wasserlandung verfügbar zu haben. Auf dem Bodensee bei Manzell wurde eine schwimmende Werfthalle geschaffen und noch in demselben Jahr der Bau des ersten Z.-Luftschiffes begonnen. Mj.

Ingenieure für den Auslandsdienst. Bei der Umgestaltung des Auswärtigen Amtes wird auch mit dem Juristenmonopol im Auslandsdienst aufgeräumt werden. Volkswirtschaftler, Kaufleute und Ingenieure sind künftig gleichwertige Anwärter. Für die harrenden Aufgaben erscheinen die Vertreter der Technik und namentlich die volkswirtschaftlich gebildeten Ingenieure besonders berufen. Die technisch-wirtschaftlichen Aufgaben, z. B. auf dem Gebiete des internationalen Verkehrs, erfordern technisches Wissen. Für das Nachrichtenwesen bringt der Ingenieur die der Technik eigene bildmäßige Darstellungsweise mit ihrem Herausarbeiten der wirtschaftlich-konstruktiven Zusammenhänge. Das Zusammenfassen der

Werdegang eines Normblattes:



VERLAG R. OLDENBOURG, MÜNCHEN UND BERLIN

Soeben ist erschienen:

FLUGMOTOREN

von KONRAD MÜLLER, Oberingenieur.

2. vermehrte und verbesserte Auflage.

V u. 141 S. 8°. Mit 211 Abbild. u. 2 Tafeln. Preis geh. M. 5.— u. 10% Sortiments-Teuerungszuschlag.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.

NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.

Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORGBADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLIKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES

Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - a-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

31. Mai 1919.

Heft 9 und 10.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pf. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: »Vorreiter, Berlin-Nikolassee«.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt. S. 93.
Zur Berechnung der Holme von Einstielern. Von Dr.-Ing. Dr. Lewc, Referent beim S. V. K. in Warnemünde. S. 109.
Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend der Wissenschaftl. Gesellschaft am 23. April 1919. S. 110.
Ein neuartiges See-R-Flugzeug. Von Ingenieur R. Zschach, Hannover. S. 112.
Besatzungsfähige Modellflugzeuge. Von Dipl.-Ing. L. Maurer, Oberingenieur der Aviatik. S. 114.

Der Einfluss der Blaufäule auf die technische Verwendbarkeit des Holzes. Von Dr.-Ing. J. F. Richter. S. 116.
Patentschau. S. 116.
Bücher-Besprechungen. S. 119.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 120.

Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.

III. Folge.

Vorbemerkung.

Die Veröffentlichungen von wissenschaftlichen aerodynamischen Untersuchungen, die seit Errichtung der Versuchsanstalt zum großen Teil in dieser Zeitschrift vorgenommen wurden (1. Folge, Mitteilung 1—23), haben durch den Krieg eine Unterbrechung erfahren. In dieser Zeit wurden die in der Anstalt ausgeführten Messungen in besonderen Berichten¹⁾ veröffentlicht, die, von der Inspektion der Fliegertruppen herausgegeben, nur denjenigen Stellen zugewiesen wurden, die im Interesse des Heeresflugwesens tätig waren (2. Folge, Mitteilung 1—24²⁾). Diese Berichte enthalten Versuchs-

ergebnisse, die zum Teil in der alten von der Motor-Luftschiff-Studiengesellschaft errichteten Anstalt gewonnen wurden, zum Teil aber auch in einem neuen, wesentlich vergrößerten Laboratorium ausgeführt worden sind, das erst während des Krieges erbaut wurde. Eine eingehende Beschreibung desselben und seiner Einrichtungen muß einer späteren Veröffentlichung vorbehalten bleiben.

Zunächst ist einiges über Änderungen von Bezeichnungen zu sagen, die während des Krieges mit Zustimmung der einschlägigen Fachkreise eingeführt worden sind.

¹⁾ Technische Berichte (T. B.) herausgegeben von der Flugzeugmeisterei der Inspektion der Fliegertruppen, Charlottenburg.

²⁾ Die zweite Folge der Mitteilungen enthält die folgenden Aufsätze: 1. Bericht über Luftwiderstandsmessungen von Streben. 2. Systematische Messungen an Flügelprofilen. 3. Messungen an einfachen Flügelprofilen. 4. Systematische Versuche an Leitwerkmodellen. 5. Modellmessungen an drei Tragflächen von verschiedener Spannweite. 6. Weitere Untersuchungen von Flügelprofilen.

7. Flügel mit Spalt in Fahrtrichtung. 8. Untersuchung eines Leitwerkes mit verschobener Ruderachse. 9. Der Luftwiderstand von Stirnkühlern. 10. Widerstandsmessungen an Seilen und Profildrähten. 11. Weitere Widerstandsmessungen an Streben. 12. Stirnkühler und Tragflächenkühler. 13. Messungen an Rumpfmödeln. 14. Rumpf und Schraube. 15. Einzelflügel mit zugespitzten Enden. 16. Anblasversuche mit Leitwerken. 17. Weitere Göttinger Flügelprofiluntersuchungen. 18. Der Profilwiderstand von Tragflächen. 19. Luftstromneigung hinter Flügeln. 20. Messungen an einem Flugzeugmodell Aeg D I der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft, A.-G., Abteilung Flugzeugbau. 21. Untersuchung eines Rumpfkühlers. 22. Dreideckeruntersuchungen. 23. Messungen an einem Modell eines D Flg. der Deutschen Flugzeug-Werke. 24. Messungen an wirklichen Flugzeugteilen.

Die Strömungsgeschwindigkeit der Luft ist durch den Staudruck $q = v^2 \gamma / 2 g$ (kg/m^2) gekennzeichnet, d. h. durch die maximale Druckerhöhung vor einem Hindernis, das in die Strömung gebracht wird. Zur Erlangung von dimensionslosen Beiwerten wird die gemessene Kraft, z. B. der Auftrieb A , durch den Flächeninhalt F des Flügels und durch den Staudruck q dividiert. Die so erhaltene dimensionslose Auftriebszahl wird mit c_a bezeichnet. Es ist daher

$$\text{Auftrieb } A = c_a \cdot F \cdot q$$

ebenso

$$\text{Widerstand } W = c_w \cdot F \cdot q.$$

Die Beiwerte c_a und c_w sind also doppelt so groß wie die früher verwendeten Werte ξ_a und ξ_w . Für den praktischen Gebrauch ist es zur Vermeidung von Dezimalbrüchen häufig bequemer, an Stelle von c_a und c_w die hundertmal so großen Zahlenwerte zu verwenden, die mit C_a und C_w bezeichnet werden. C_a und C_w haben eine besondere Bedeutung, wenn man beachtet, daß bei einer Luftgeschwindigkeit von 40 m/s der Staudruck unter normalen Luftverhältnissen (Luftdichte $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$) 100 kg/m^2 beträgt. Die genannten Beiwerte geben demnach die Luftkräfte pro Flächeneinheit in kg/m^2 bei 40 m/s (= 144 km/h) Luftgeschwindigkeit an. Da diese Geschwindigkeit im Bereich der praktisch vorkommenden Fluggeschwindigkeiten liegt, so sind die genannten Beiwerte zur Erlangung einer schnellen Abschätzung von Nutzen. C_a und C_w sind zumeist so groß wie ξ_a und ξ_w .

Um die Lage der resultierenden Luftkraft (Druckpunkt) durch einen Zahlenwert anzugeben, wird das Moment der Luftkraft um einen Punkt angegeben. Für einfache Tragflügel wird als Momentenpunkt meist der vorderste Punkt der Flügelsehne (vgl. Fig. 1) gewählt. Das Moment ist positiv,

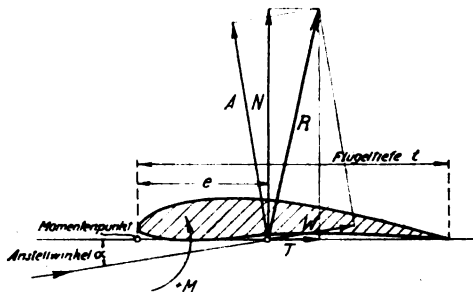


Fig. 1.

wenn es in dem angegebenen Drehsinn, also entgegen der Uhrzeigerbewegung wirkt. Um die Momentenzahl dimensionslos zu erhalten, wird das gemessene Moment außer durch die Fläche und durch den Staudruck auch noch durch eine Länge — bei Tragflächen meist durch die Tiefe t des Flügels — dividiert. Diese dimensionslose Momentenzahl wird mit c_m bezeichnet, der zumeist so große Wert derselben mit C_m . Das gemessene Moment M drückt sich daher in der Form aus:

$$M = c_m F q t,$$

wobei t , wie bereits erwähnt, eine für die zu vergleichenden Fälle festgehaltene, sonst aber beliebige Länge bedeutet. Die Momentenzahl wird in der Regel abhängig von der Auftriebszahl zeichnerisch aufgetragen. Aus dem Verlauf der Momentenkurve läßt sich ein Schluß auf die Lage und Wanderung des Druckmittelpunktes ziehen. Man hat hierbei folgendes zu beachten:

Das angegebene Moment M um die Spitze der Fläche drückt sich durch das Produkt aus Normalkraft N und Entfernung der Normalkraft e vom Momentenpunkt aus. Da aber Normalkraft und Auftrieb für die gebräuchlichen Anstellwinkel annähernd gleich sind, so kann man für das Moment näherungsweise auch setzen $M = e A$. Führt man nun für M und A mit Hilfe der Definitionsgleichungen C_a und C_m ein, so ergibt sich:

$$C_m F \frac{q}{100} t = e C_a F \frac{q}{100}$$

und

$$e = \frac{C_m}{C_a} t,$$

d. h. die Entfernung e des Angriffspunktes der Luftkraft vom Momentenpunkt ist durch den Quotienten C_m/C_a bestimmt. Daraus ergibt sich eine einfache näherungsweise Bestimmung des Druckmittelpunktes aus der Momentenkurve. Es soll beispielsweise für die in Fig. 2 gezeichnete Momentenkurve der Druckmittelpunkt bei einem Anstellwinkel von 3° bestimmt werden. Man zieht vom Anfangspunkt aus durch den entsprechenden Punkt der Momentenkurve einen Strahl, bis die durch $C_a = 100$ gehende Parallele zur Abszissenachse getroffen wird. Projiziert man nun diesen Schnittpunkt S auf die Abszissenachse, so werden hier rd. 34 Einheiten abgeschnitten. Die Entfernung e des Druckpunktes von der Flügelvorderkante ist daher $e = 34/100 t$, d. h. der Druckmittelpunkt liegt 34% der Flügeltiefe von der Vorderkante entfernt. Für eine geradlinig

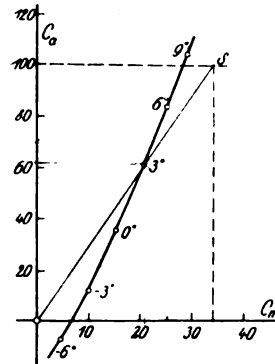


Fig. 2.

durch den Anfangspunkt verlaufende Momentenkurve ist C_m/C_a für alle Punkte konstant, der Druckmittelpunkt ändert daher in diesem Falle seine Lage auf der Sehne bei verschiedenen

Anstellwinkeln nicht. Der genaue Wert von e ist $e = \frac{C_m}{C_a} t$.

Für die exakte graphische Bestimmung des Schnittpunktes der resultierenden Luftkraft mit der Flügelsehne wäre C_m abhängig von C_n aufzutragen und die beschriebene Konstruktion auszuführen.

In manchen Fällen, wo das Volumen der Versuchssobjekte eine wesentliche Rolle spielt, beispielsweise bei Luftschiffkörpern oder Schwimmern, ist es zweckmäßig, die Beiwerte nicht auf die Einheit der Fläche (Flächeninhalt eines Flügels oder Hauptspant des Versuchskörpers), sondern auf die Einheit des Volumens zu beziehen. Die auf diese Art gewonnenen Beiwerte werden mit k_a , k_w und k_m bezeichnet. Sie entsprechen den früher gebrauchten Bezeichnungen ξ_a , ξ_w und ξ_m und sind doppelt so groß wie diese. Die zumeist so großen Beiwerte werden wie oben mit den entsprechenden großen Buchstaben K_a , K_w und K_m bezeichnet. Zur Erlangung von dimensionslosen Zahlen wird in diesem Falle bei Auftrieb und Widerstand das Volumen V in der Form $V^{2/3}$ eingeführt (gleich der Seitenfläche eines Würfels vom Volumen V). Die Angabe eines dimensionslosen Beiwertes ist in gewissen Fällen mangels einer definierten Bezugsfläche sehr schwierig (bei Fahrgestellen oder ähnlichen Teilen). In solchen Fällen erscheint es zweckmäßig, die gemessene Luftwiderstandskraft nur durch den Staudruck zu dividieren. Auftriebs- und Widerstandswert haben dann die Dimension einer Fläche und werden mit f_a und f_w (bzw. F_a und F_w) bezeichnet, so daß z. B. $A = f_a \cdot q$ ist. Für Flächen senkrecht zum Wind ist die neue Widerstandsziffer ungefähr = 1; die »Widerstandsfläche« f_w ist also im wesentlichen dasselbe, was bisher als Fläche des schädlichen Widerstandes bezeichnet wurde. Das Moment hat die Dimension eines Volumens, es wird mit v_m bzw. V_m bezeichnet.

Zusammenfassend ergeben sich daher die folgenden Formeln:

1. Beiwerte auf die Fläche bezogen:

$$A = c_a F q = C_a F \frac{q}{100}$$

$$W = c_w F q = C_w F \frac{q}{100}$$

$$M = c_m F q t = C_m F \frac{q}{100} t.$$

2. Beiwerte, auf das Volumen bezogen:

$$A = k_a V^{1/2} q = K_a V^{1/2} \frac{q}{100}$$

$$W = k_w V^{1/2} q = K_w V^{1/2} \frac{q}{100}$$

$$M = k_m V q = K_m V \frac{q}{100}$$

Es ist daher:

$$C_a = 100 c_a = 200 \zeta_a = 1600 K_a \text{ (Eiffel)}$$

$$C_w = 100 c_w = 200 \zeta_w = 1600 K_w$$

$$C_m = 100 c_m$$

Ebenso:

$$K_a = 100 k_a = 200 \zeta_a \text{ usw.}$$

3. Auftriebs- und Widerstandsflächen, Momentenvolumen.

$$A = f_a q = F_a \frac{q}{100}$$

$$W = f_w q = F_w \frac{q}{100}$$

$$M = v_m q = V_m \frac{q}{100}$$

In den Messungsergebnissen von Tragflächen sind häufig außer C_a und C_w auch noch die dimensionslosen Normalkraftzahlen C_n und Tangentialkraftzahlen C_t angegeben. Die diesen Zahlen entsprechenden Kräfte N und T werden erhalten, indem man die gesamte Luftkraft R (Fig. 1) in eine Komponente senkrecht zur Flügelsehne und in eine parallel zur Sehne zerlegt, im Gegensatz zu Auftrieb und Widerstand, welche die Komponente senkrecht und parallel zur Windrichtung darstellen. Es ist

$$\text{Normalkraft } N = c_n F q = C_n F \frac{q}{100}$$

$$\text{Tangentialkraft } T = c_t F q = C_t F \frac{q}{100}$$

Es hat sich als zweckmäßig erwiesen, Auftrieb und Widerstand in Form des Lilienthalschen Polardiagramms darzustellen, wobei nach dem Vorbilde von Eiffel der Maßstab für die Widerstandswerte fünfmal so groß gewählt wird, wie derjenige der Auftriebswerte. Diese Darstellungsweise ist der früher gebräuchlichen, bei welcher Auftrieb und Widerstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel aufgetragen wurden, vorzuziehen, da hier eine relativ genauer als der Anstellwinkel zu messende Größe, nämlich der Auftrieb, als unabhängige Veränderliche eingeführt ist. Die Anstellwinkel sind der Polarkurve meist beigeschrieben.

Neben der durch den Versuch ermittelten Polar- und Momentenkurve wird in der Regel noch die sog. »theoretische Widerstandsparabel« in die Figur eingezeichnet. Durch dieselbe ist eine Grenzkurve bestimmt, welcher sich die Polarkurve eines Flügels um so mehr nähert, je mehr die wirkliche Strömung um den Flügel sich der idealen reibungslosen Flüssigkeitsströmung nähert, welche für die Ermittlung der erwähnten Widerstandsparabel nach der von Prandtl begründeten Theorie zugrunde gelegt wurde¹⁾. Die theoretische Widerstandszahl c_{wi} ist durch die Gleichung gegeben:

$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2}$$

wobei b die Spannweite des Flügels bedeutet. Ist der Umriß des Flügels von rechteckiger Form, so ist, da hier $F = b \cdot l$ ist, $\frac{F}{b^2} = \frac{l}{b} =$ Seitenverhältnis. Das Seitenverhältnis, für welches die Widerstandsparabel gilt, ist daher gewöhnlich beigeschrieben. Der der Widerstandszahl c_{wi} entsprechende Widerstandsanteil wird gewöhnlich als »induzierter Widerstand« bezeichnet, während der zwischen Widerstandsparabel und Polarkurve noch verbleibende Teil als »Profilwiderstand« — Profilwiderstandszahl c_{wo} — bezeichnet wird. Der bei einem Anstell-

¹⁾ Vgl. L. Prandtl, Tragflügeltheorie, I. Mitteilung. (Nachrichten der Gesellsch. d. Wissenschaften zu Göttingen, Mathem.-physikal. Klasse 1918) oder A. Betz, Einfluß der Spannweite und Flächenbelastung auf die Luftkräfte von Tragflächen. Techn. Berichte d. Inspekt. d. Flugzeugwesens Bd. I, S. 98.

winkel gemessene Widerstand ist daher die Summe aus induziertem Widerstand und Profilwiderstand, also:

$$c_w = c_{wi} + c_{wo}$$

Der induzierte Widerstand hängt, wie aus der ersteren Gleichung zu ersehen ist, vom Auftrieb und von der Umrißform des Flügels ab. Der Profilwiderstand hingegen ist nur von der Profilform abhängig und im wesentlichen durch Reibungswiderstand der Oberfläche und dadurch bedingt, daß durch Ablösung der Strömung auf der jeweiligen Saugseite und der daraus folgenden Wirbelbildung ein Widerstand verursacht wird.

C. Wieselsberger.

1. Ähnlichkeitsversuche an Flügelprofilen.

Die Übertragbarkeit der Ergebnisse von Modellversuchen auf die Ausführung der Praxis setzt entweder voraus, daß das quadratische Luftwiderstandsgesetz innerhalb des in Frage kommenden Geschwindigkeitsbereiches gilt, oder daß das mechanische Ähnlichkeitsgesetz bei dem Modellversuch gewahrt ist. Dieses letztere verlangt neben geometrischer Ähnlichkeit der Modelle, daß die Strömungsverhältnisse beim Modellversuch geometrisch und mechanisch genau so verlaufen wie im großen. Dies trifft, wie O. Reynolds gezeigt hat, zu,

wenn der Ausdruck $\frac{v \cdot l}{\nu}$, die Reynoldssche Zahl, beim Modell-

versuch und beim wirklichen Flug gleich ist. Hierin bedeutet v die Strömungs- oder Fluggeschwindigkeit, l eine lineare Abmessung des Körpers, hier die Flügeltiefe, ν das kinematische Zähigkeitsmaß des Mediums, in dem die Bewegung stattfindet ($\nu = \frac{\text{Zähigkeit}}{\text{Dichte}}$). Werden die Modelle wie im vorliegenden

Falle im gleichen Medium untersucht, in dem sich der Körper später bewegt, ist also ν abgesehen von der verhältnismäßig geringen Änderung mit Druck und Temperatur konstant, so ist das Ähnlichkeitsgesetz erfüllt, wenn das Produkt $E = v \cdot l$, der »Kennwert«¹⁾, in beiden Fällen gleich ist. Für verschieden große, aber geometrisch ähnliche Körper erhält man hiernach bei gleichem Kennwert gleiche Beiwerte der Luftkräfte. Sehr oft lassen sich leider die Kennwerte der Wirklichkeit beim Modellversuch nicht erreichen, da entweder die Modelle zu groß ausfallen oder die erforderlichen Geschwindigkeiten nicht erreichbar sind. Man muß sich in diesen Fällen damit begnügen, die Beziehung zwischen Auftriebs- und Widerstandsbeiwert und Kennwert bis zu möglichst hohen Kennwerten festzustellen, und auf Grund dieser Beziehung auf die Kräfte am wirklichen Körper schließen.

Das quadratische Widerstandsgesetz besagt, daß die Luftkräfte proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit sind. Es liefert für Widerstand und Auftrieb die beiden gebräuchlichen Beziehungen

$$W = c_w \cdot F \frac{\gamma}{2g} v^2 = c_w \cdot F \cdot q$$

und

$$A = c_a \cdot F \frac{\gamma}{2g} v^2 = c_a \cdot F \cdot q,$$

in denen c_w und c_a bei festgehaltenem Anstellwinkel als unveränderlich anzusehen sind. Mehrfache frühere Arbeiten in der Versuchsanstalt über den Widerstand verschiedener Körper²⁾ haben gezeigt, daß dieses Gesetz keinesfalls bei allen Geschwindigkeiten gilt. Es zeigt sowohl grobe Unstetigkeiten im Verlauf von c_w und c_a bei gewissen »kritischen« Geschwindigkeiten als auch stetige Veränderungen dieser Größen in Abhängigkeit vom Kennwert. In dem unten zuerst genannten Bericht sind Beispiele beider Art angegeben. Vor allem sind

¹⁾ Das in der Praxis benutzte Maß für den Kennwert wird erhalten, wenn die Geschwindigkeit in m/s mit der kennzeichnenden Länge in mm multipliziert wird (Die Reynoldssche Zahl (eine unbenannte Zahl) ist rd. 70 mal größer).

²⁾ Vergl. z. B. L. Prandtl, Der Luftwiderstand von Kugeln. Nachrichten der Gesellschaften der Wissenschaften zu Göttingen, Math.-Phys. Klasse 1914.

C. Wieselsberger, desgl. Zeitschr. f. Motorl. und Flugtechnik 1914.

M. Munk, Luftwiderstandsmessungen an Streben. T. B. Bd. I, Heft 4, S. 85.

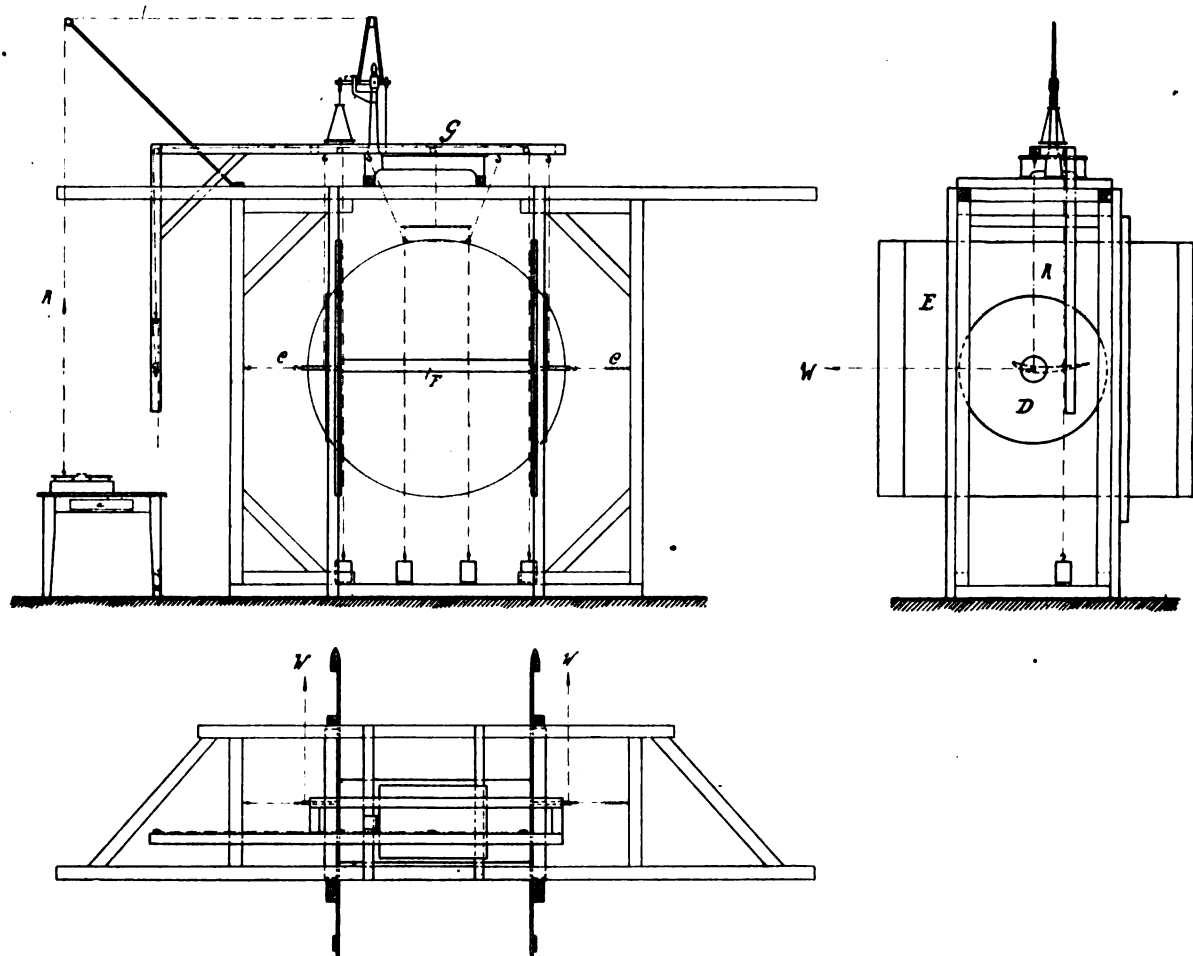
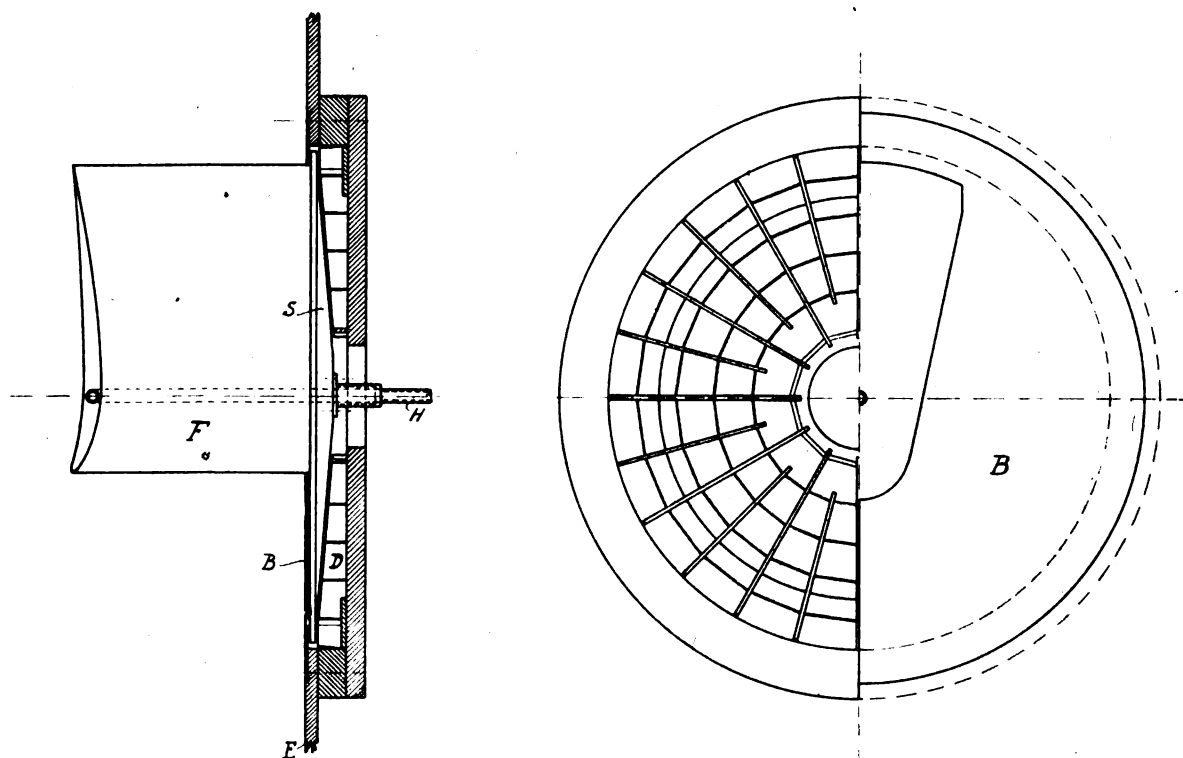
Fig. 1. Versuchsanordnung für die großen Flächen (1500×600 mm).

Fig. 2. Seitliche Abdichtung der Flächen zur Herstellung einer ebenen Strömung.

die sprunghaften Änderungen eingehend untersucht, und man hat gefunden, daß der sie hervorrufende Strömungsumschlag bei um so kleineren Kennwerten eintritt, je schlanker der Körper ist. Tragflächen sind stets noch schlanke Körper in diesem Sinne. Man braucht also bei ihnen solche Unstetigkeiten, wie sie zum Teil in den unten genannten Fällen auftreten, in dem zwischen den Kennwerten der Modellversuche und denen der Wirklichkeit liegenden Gebiete nicht mehr zu befürchten.

Immerhin ist es wichtig, die mehr oder weniger große Veränderlichkeit der Widerstands- und Auftriebszahlen mit dem Kennwert, womit auch bei Tragflächenuntersuchungen zu rechnen ist, bis zu möglichst hohen Kennwerten festzustellen, um danach von den Ergebnissen der Modellversuche bei niedrigen Kennwerten auf die wirklichen Verhältnisse schließen zu können. Diesem Zweck dienen die Versuche, über die im folgenden berichtet wird.

Tabelle 1.

K. W. W.	v m/s	E m/s · mm	C_{w0} für $C_a =$				C_a für $\alpha =$					$C_a \text{ max.}$
			0	40	80	120	0	3	6	9	12	
Profil Nr. 354	5	3 000	2,3	0,85	2,9	—	12,6	37,1	58,0	70,6	94,8	105
Modell Nr. 1049 . . .	10	6 000	2,1	0,75	2,2	—	13,3	35,0	58,6	80,2	100,0	110
$b = 1500 \text{ mm}$. . .	20	12 000	1,9	0,55	1,4	—	13,0	35,5	59,8	83,2	103,0	113
$t = 600 \text{ mm}$. . .	35	21 000	1,7	0,45	1,1	—	12,8	35,5	59,7	84,4	105,1	114
Neue Anstalt	50	30 000	1,5	0,45	1,0	—	13,2	37,5	62,6	87,6	—	—
Modell Nr. 1081 . . .	5	600	2,9	1,25	2,6	—	24,8	45,8	63,0	81,9	93,0	99
$b = 720 \text{ mm}$. . .	10	1 200	3,5	2,05	2,8	—	18,8	39,6	60,6	79,3	92,6	96
$t = 120 \text{ mm}$. . .	20	2 400	2,3	1,05	2,3	—	15,2	37,5	59,4	79,3	92,9	101
Neue Anstalt	35	4 200	2,1	0,85	2,2	—	14,2	36,9	58,8	77,8	94,1	103
Modell Nr. 1081 Alte Anstalt	9	1 080	2,7	1,45	2,3	—	18,8	39,1	64,2	84,5	99,0	105
Modell Nr. 1135 $b = 1000 \text{ mm}$. . .	10	2 000	2,7	1,45	3,2	—	16,0	37,7	58,8	77,8	90,7	95
$t = 200 \text{ mm}$. . .	25	5 000	2,3	1,15	2,5	—	15,2	36,3	58,4	78,6	93,2	99
Neue Anstalt	40	8 000	1,9	0,85	2,2	—	15,1	36,1	57,2	78,0	93,0	99

Tabelle 2.

H. W. F.	δ m/s	E m/s · mm	C_{w0} für $C_a =$				C_a für $\alpha =$					$C_a \text{ max.}$
			0	40	80	120	0	3	6	9	12	
Profil Nr. 355	5	3 000	3,6	1,45	2,6	8,4	38,8	60,0	79,0	96,7	109,8	120
Modell Nr. 1050 . . .	10	6 000	3,4	0,95	1,7	6,4	36,8	60,0	81,3	100,6	116,6	121
$b = 1500 \text{ mm}$. . .	20	12 000	3,0	0,75	1,1	4,7	35,8	61,1	84,3	103,5	120,6	123
$t = 600 \text{ mm}$. . .	35	21 000	2,7	0,55	0,8	3,9	34,7	60,0	83,9	103,9	119,4	125
Neue Anstalt	50	30 000	2,4	0,35	0,9	—	31,4	53,7	83,0	105,7	—	—
Modell Nr. 1082 . . .	5	600	3,4	2,75	3,0	—	28,2	54,0	83,1	95,1	104,3	105
$b = 720 \text{ mm}$. . .	10	1 200	3,2	1,35	1,5	—	33,6	59,9	81,3	97,7	109,1	110
$t = 120 \text{ mm}$. . .	20	2 400	2,9	0,95	1,5	—	34,3	55,0	76,3	92,2	104,8	105
Neue Anstalt	35	4 200	2,9	0,95	1,5	—	32,1	53,1	74,2	91,3	106,4	110
Modell Nr. 1082 Alte Anstalt	9	1 080	3,3	1,55	1,8	—	34,6	60,2	82,1	99,2	111,9	115
Modell Nr. 1136 $b = 1000 \text{ mm}$. . .	10	2 000	3,3	1,15	1,4	—	34,8	54,8	75,4	90,6	100,7	105
$t = 200 \text{ mm}$. . .	25	5 000	3,5	0,95	1,6	—	32,8	54,2	73,1	90,2	102,3	106
Neue Anstalt	40	8 000	3,5	0,95	1,4	—	30,9	53,5	73,7	91,3	104,5	109

Tabelle 3.

H. W. F.	v m/s	E m/s · mm	C_{w0} für $C_a =$				C_a für $\alpha =$					$C_a \text{ max.}$
			0	40	80	120	0	3	6	9	12	
Profil Nr. 356	5	3 000	5,7	1,75	1,3	4,0	36,3	60,0	83,3	106,3	118,6	122,0
Modell Nr. 1051 . . .	10	6 000	5,6	1,95	1,5	2,8	36,2	61,3	85,0	105,4	120,6	135,0
$b = 1500 \text{ mm}$. . .	20	12 000	5,3	1,65	1,1	1,9	36,4	63,2	86,9	108,8	127,0	143,0
$t = 600 \text{ mm}$. . .	35	21 000	5,3	1,65	1,0	1,8	35,8	62,1	87,0	110,0	127,7	141,0
Neue Anstalt	50	30 000	5,5	1,35	0,8	1,4	32,2	59,9	86,8	105,8	—	—
Modell Nr. 1083 . . .	5	600	4,1	2,75	2,2	—	27,3	58,0	80,0	101,5	110,1	110,0
$b = 720 \text{ mm}$. . .	10	1 200	5,3	2,95	2,0	—	41,3	62,6	84,2	101,8	115,0	118,5
$t = 120 \text{ mm}$. . .	20	2 400	5,1	2,05	1,4	—	39,3	61,7	83,7	103,7	115,3	119,0
Neue Anstalt	35	4 200	5,2	1,95	1,2	—	37,0	59,4	81,7	100,8	113,9	119,0
Modell Nr. 1083 Alte Anstalt	9	1 080	6,0	2,75	1,7	3,1	46,4	69,4	92,3	113,4	126,6	130,0
Modell Nr. 1137 $b = 1000 \text{ mm}$. . .	10	2 000	5,0	1,85	1,3	—	44,0	64,8	86,0	104,8	115,4	117,0
$t = 200 \text{ mm}$. . .	25	5 000	5,0	1,55	1,3	—	40,9	59,8	84,8	103,9	115,2	119,0
Neue Anstalt	40	8 000	4,9	1,55	1,3	4,2	39,2	62,3	84,3	103,7	116,5	122,0

(Tabelle 4 und 5 siehe S. 108.)

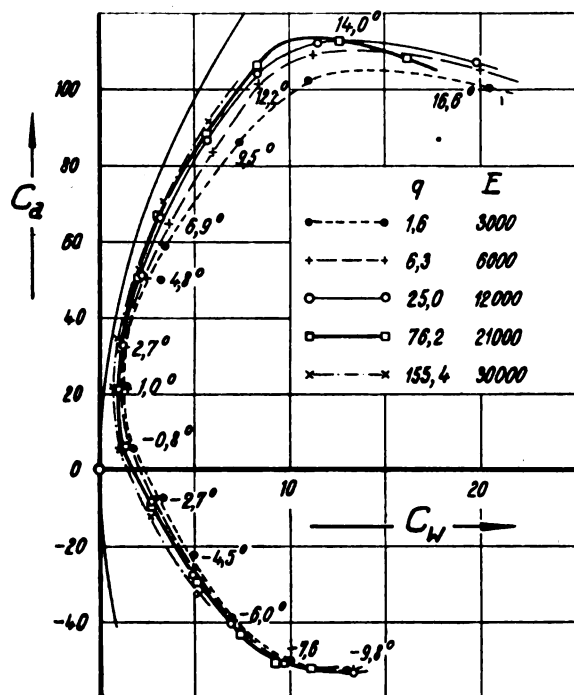
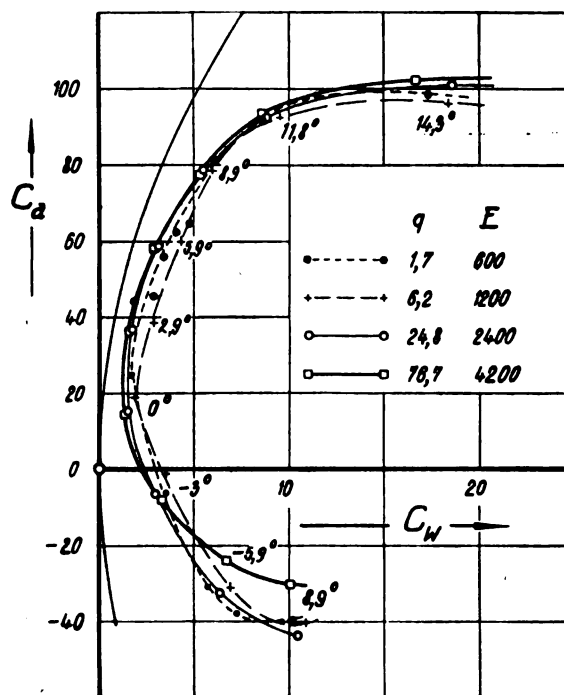
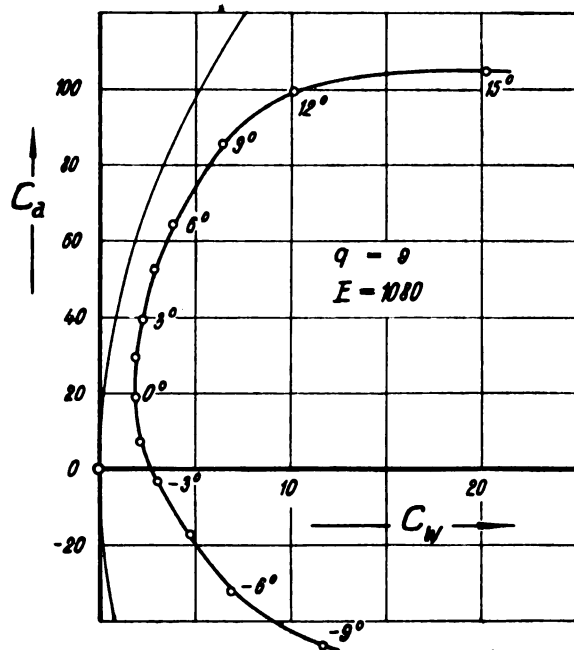
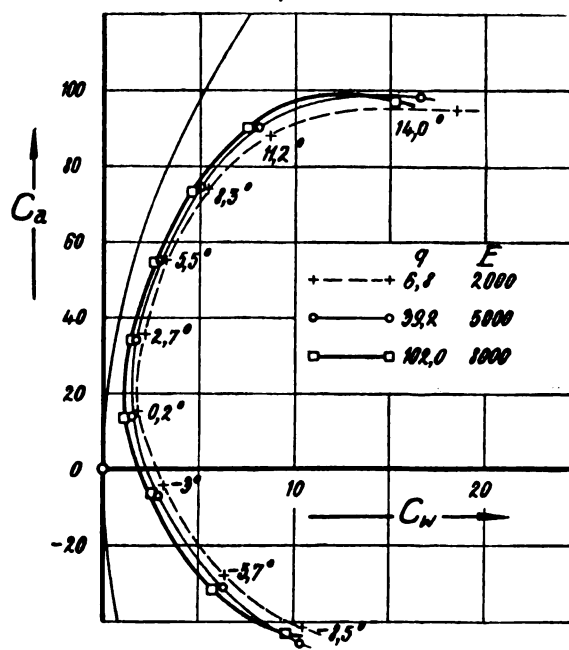
K.W.W. 354.Stofffläche Tiefe 600mmGipsfläche Tiefe 120mm.Gipsflächen.Tiefe 120mm.Tiefe 200mm.

Fig. 3 a.

K. W. W. 354.

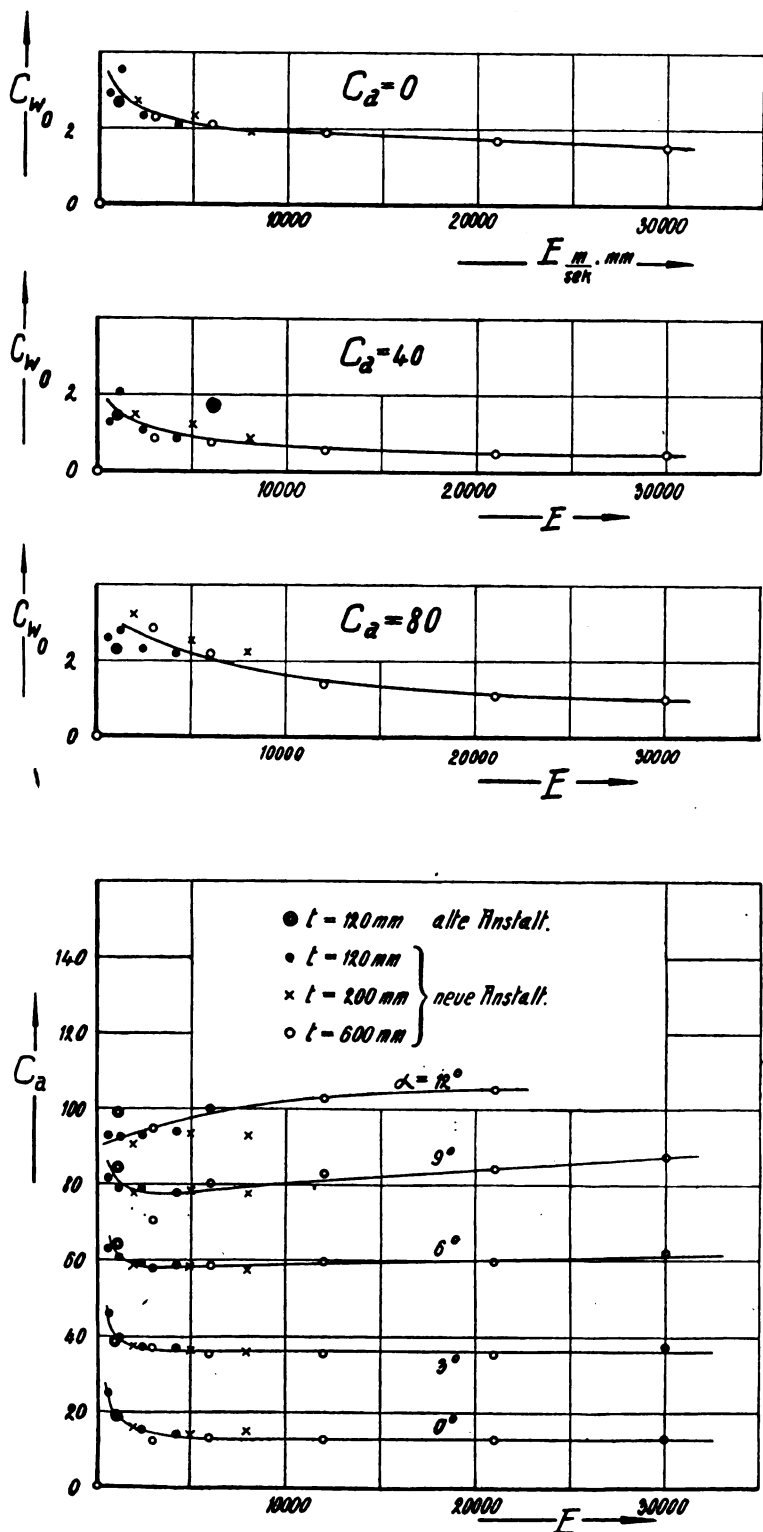


Fig. 3 b.

Untersucht wurden 5 Profile:

K.W.W. 354,
H.W.F. 355 und 356,
M.V.A. 357 und 358.

Von jedem Profil wurden Modelle in drei Größen hergestellt:

Breite 1500 mm, Tiefe 600 mm
" 1000 " " 200 "
" 720 " " 120 "

Die großen Flächen, die nach Art der wirklichen Flugzeugflügel hergestellt waren, sind zur Verkleinerung des induzierten Widerstandes zwischen ebenen Wänden gemessen (s. unten), die anderen im freien Luftstrahl von Kreisquer-

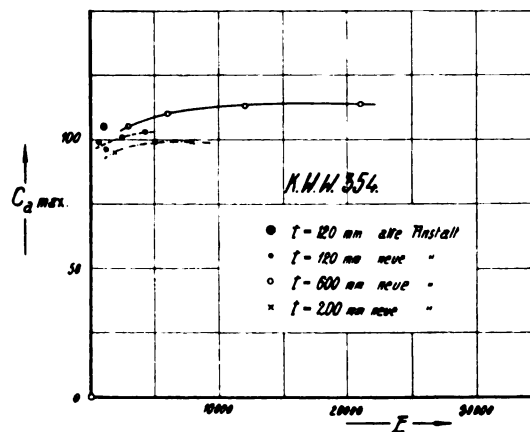


Fig. 3 c.

schnitt. Mit den 600 mm tiefen Modellen lassen sich bei der in der neuen Anstalt zur Zeit verfügbaren Höchstgeschwindigkeit von 50 m/s Kennwerte von 30000 $\text{m} \cdot \text{mm}$ erreichen, also Werte, die denen der Wirklichkeit zum Teil schon nahekommen. Die kleinsten Flächen von $700 \cdot 120 \text{ mm}$ entsprechen der früher für Profiluntersuchungen in der Modellversuchsanstalt benutzten Größe. Diese Flächen wurden sowohl in der alten Anstalt unter den für die bisher veröffentlichten Profiluntersuchungen geltenden Bedingungen, $v = \text{rd. } 9 \text{ m/s}$, $E = 1080 \text{ m/s} \cdot \text{mm}$, gemessen, als auch in der neuen Anstalt bei kleineren und höheren Geschwindigkeiten ($v = 5, 10, 20, 35 \text{ m/s}$, d. h. $E = 600, 1200, 2400, 4200 \text{ m/s} \cdot \text{mm}$). Hierdurch wird es möglich, die zahlreichen früheren Messungen der alten Anstalt¹⁾ mit denen der neuen Anstalt zu vergleichen. Neben der verschiedenen Größe der Kennwerte spielen hierbei auch noch die Unterschiede in den Luftstromsystemen, Kanal und freier Strahl, und der größere oder geringere Turbulenzgrad der Luftströme in beiden Anordnungen eine Rolle. Die mittlere Modellgröße ($1000 \cdot 200 \text{ mm}$) ist für die neue Anstalt bei normalen Profiluntersuchungen festgesetzt. Diese Modelle wurden bei Geschwindigkeiten von 10, 25 und 40 m/s, also bei Kennwerten von 2000, 5000 und 8000 $\text{m/s} \cdot \text{mm}$ gemessen.

Von den sechs großen Flächen stammten je zwei von der Kaiserlichen Werft Wilhelmshaven und der Hannoverschen Waggonfabrik und zwei von der Modellversuchsanstalt selbst. Sie waren ähnlich den wirklichen Tragflächen gebaut. Auf den vorderen Holm, ein $\frac{3}{4}$ "-Gasrohr, waren 8 Hauptrippen außen in 250 und innen in 160 mm Abstand mit je zwei, bzw. drei Nebenrippen gesetzt und durch Diagonalen versteift. Der Hinterholm war aus Holz. Die Hinterkante der beiden Flächen der Hannoverschen Waggonfabrik bildete ein dünner Stahldraht, die der übrigen eine dem Profil angepaßte Holzleiste. Die Flächen der Hannoverschen Waggonfabrik und der Modellversuchsanstalt waren mit Stoff bespannt. Den beiden Modellen der Kaiserlichen Werft Wilhelmshaven lag das gleiche Profil zugrunde, nur war das eine mit Stoff, das andere mit Sperrholz verkleidet. Hierdurch sollte der Einfluß der durch Wölbung der Bespannung zwischen den Rippen hervorgerufenen Profiländerung auf die Versuchsergebnisse festgestellt werden. Die Stoffflächen waren zelloniert, die Holzflächen poliert. Die Modelle der beiden anderen Serien waren in der bei der Modellversuchsanstalt üblichen Weise aus Gips mit Blecheinlage hergestellt. Die Profile für diese Flächen wurden durch Aufmessen der großen Flächen gewonnen. Zu diesem Zweck wurde das Profil auf einer Rippe und in der Mitte zwischen zwei Rippen genommen und aus beiden ein mittleres Profil konstruiert. Die so gewonnenen Profile sind unter den zugehörigen Polardiagrammen dargestellt. Die Forderung der geometrischen Ähnlichkeit ist also streng genommen zwischen den großen Modellen und denen der beiden kleineren Modellreihen nicht erfüllt. Der gleiche Einwand gilt auch bezüglich der Oberflächenbeschaffenheit

¹⁾ T. B. Bd. I, Heft 5, S. 148 und 164, Heft 6, S. 203 und 204. Bd. II, Heft 3, S. 407.

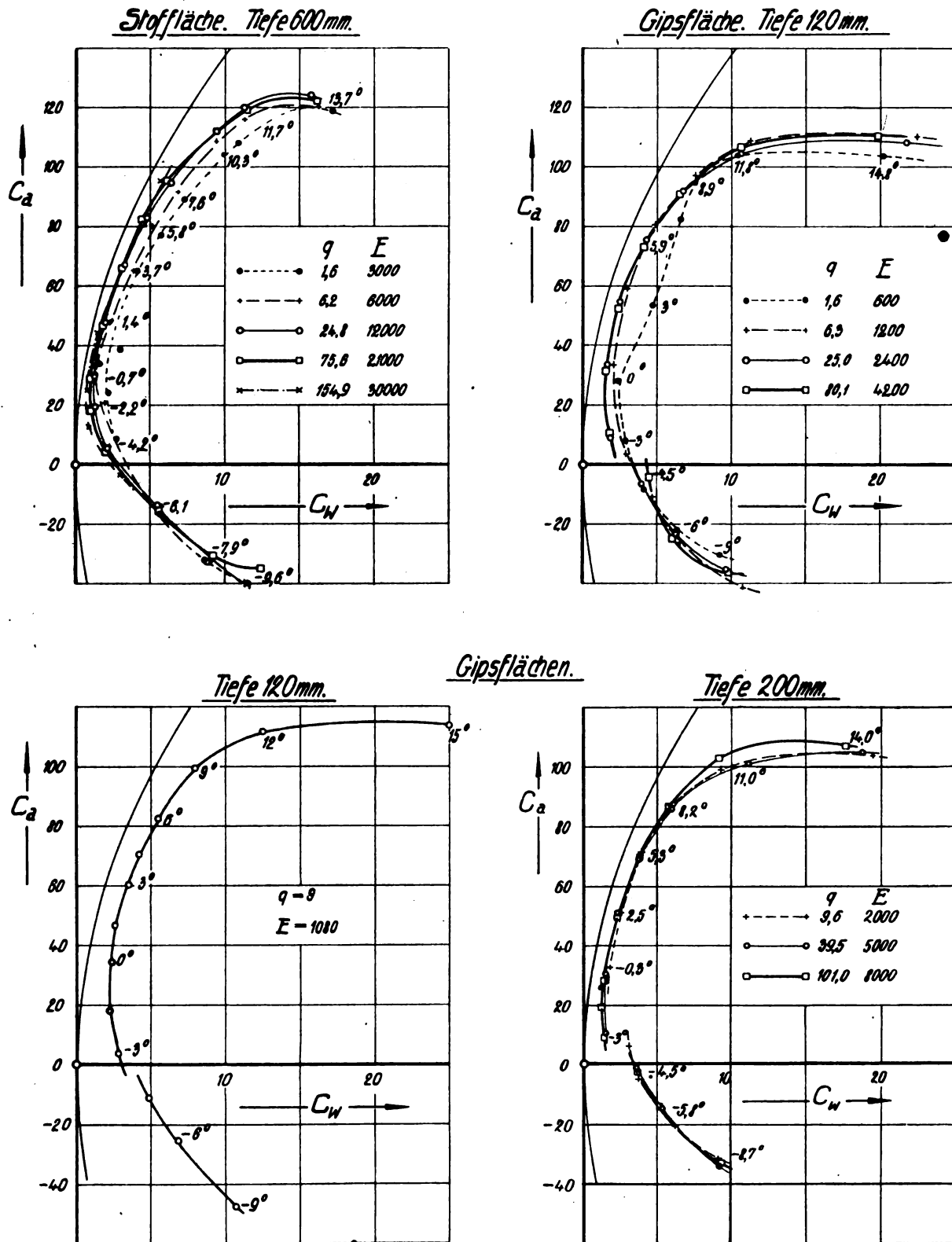
H.W.F. 355.

Fig. 4 a.

H. W. F. 355.

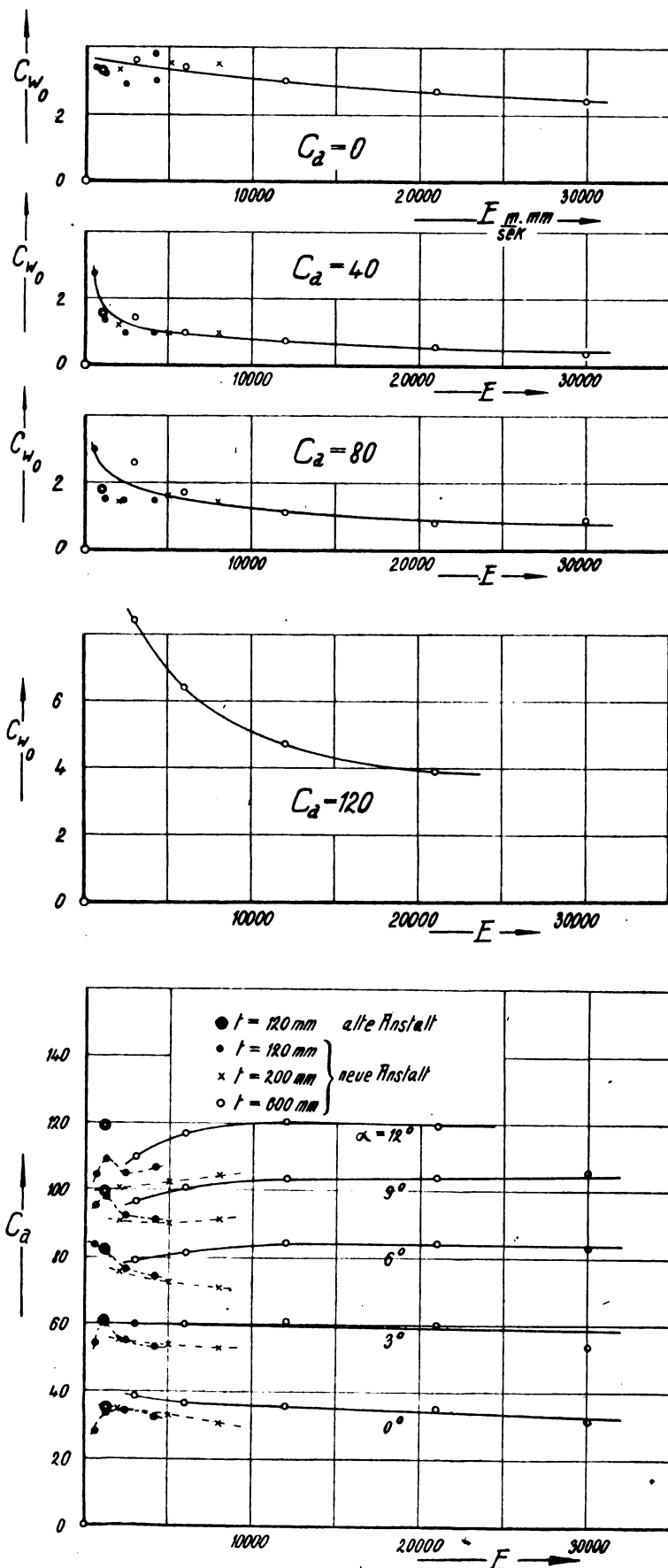


Fig. 4 b.

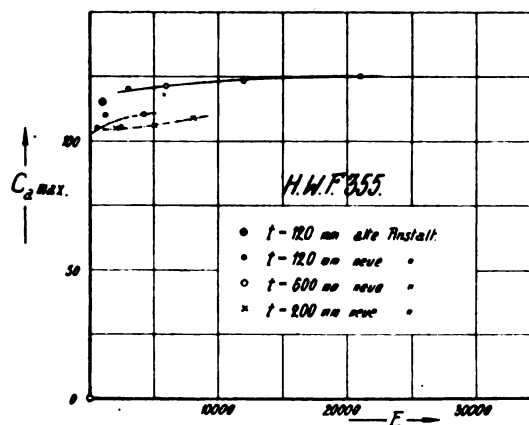


Fig. 4 c.

der Stoff- und der Gipsflächen. In dieser Hinsicht läßt sich ganz allgemein geometrische Ähnlichkeit zwischen dem Modell und der großen Ausführung wohl nur selten erreichen.

Über die Versuchsanordnung bei den beiden kleineren Modellen ist nichts Besonderes zu sagen. Die der alten Anstalt ist bekannt¹⁾, die der neuen Anstalt entspricht ihr in den hauptsächlichsten Zügen. In beiden Fällen wurde, wie üblich, Widerstand, Auftrieb und Moment abhängig vom Anstellwinkel gemessen. Die Versuchsanordnung für die großen Flächen ist im wesentlichen in Fig. 1 dargestellt. Die Fläche hängt an 8 Drähten, 4 greifen am vorderen, 4 am hinteren Holm an. Alle 8 Drähte sind an einem Gerüst G befestigt, das auf einer über der Fläche aufgebauten Dezimalwaage liegt. Auf diese Weise wurde die Summe der Drahtspannungen, d. i. der Gesamtauftrieb gemessen. Die Lage des Angriffspunktes der Luftkraft wurde nicht bestimmt. Die hinteren Drähte dienten zur Verstellung des Anstellwinkels. Der Widerstand wurde an den überstehenden Enden des vorderen Holmes abgenommen.

Die großen Flächen waren, wie erwähnt, 1,5 m breit, der Luftstrom hatte 2,2 m Durchmesser. Der Einfluß der begrenzten Luftstrombreite auf die Kräfte — das Ähnlichkeitsgesetz verlangt eigentlich einen unendlich ausgedehnten Luftstrom — und die bei dem geringen Seitenverhältnis der Fläche ($b/l = 2,5$) von den seitlichen Rändern herrührende große Störung mußten ausgeschaltet werden. Zu diesem Zwecke wurde ähnlich wie bei früheren Untersuchungen²⁾ nach Möglichkeit eine ebene Strömung geschaffen, d. h. eine in allen Flügelquerschnitten gleich verlaufende Bewegung. Zu beiden Seiten der Flächen wurden 2,5 m lange und 2 m hohe Wände E aufgestellt, die den Luftstrom überragten (Fig. 1). Gegen diese Wände mußte die Tragfläche abgedichtet werden, ohne daß das Spiel der Auftriebs- und Widerstandswaage beeinträchtigt wurde. Zu diesem Zweck wurden auf die überragenden Enden des vorderen Holmes, dicht an die Tragfläche F anschließend, Scheiben S von 960 mm Durchmesser gesetzt, die sich mit geringem Spiel, etwa 3 mm auf jeder Seite, gegen zwei Dichtungsdeckel D in den seitlichen Wänden legten, vgl. Fig. 2. Diese Deckel trugen auf der Innenseite eine Art Labyrinthdichtung, nämlich ein aus Sperrholz hergestelltes Zellenwerk. Infolge des zwischen Druck- und Saugseite des Flügels herrschenden Druckunterschiedes will die Luft die Scheiben umströmen. Sie muß hierbei die schmalen Spalte zwischen den Wänden der Zellen und den Scheiben durchströmen und verliert beim Übergang von einer Zelle zur andern jedesmal einen Teil des Druckgefälles durch Umsetzung von Druck in Geschwindigkeit.

¹⁾ Vergl. z. B. L. Prandtl, Die Bedeutung von Modellversuchen für die Luftschiffahrt und Flugtechnik und die Einrichtung für solche Versuche in Göttingen, Zeitschr. d. Vereines deutscher Ingenieure 1909, S. 1711.

²⁾ A. Betz, Untersuchung einer Joukowskyschen Tragfläche. Zeitschr. f. Flugt. und Motorl. 1915.

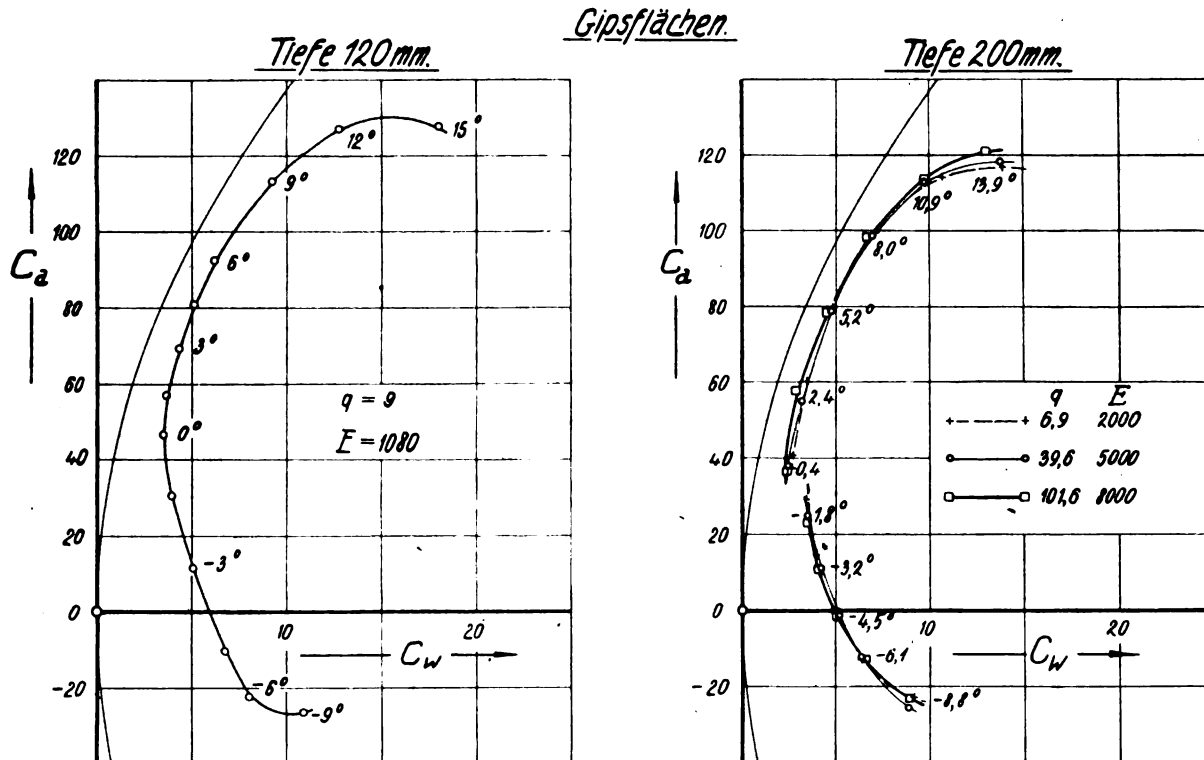
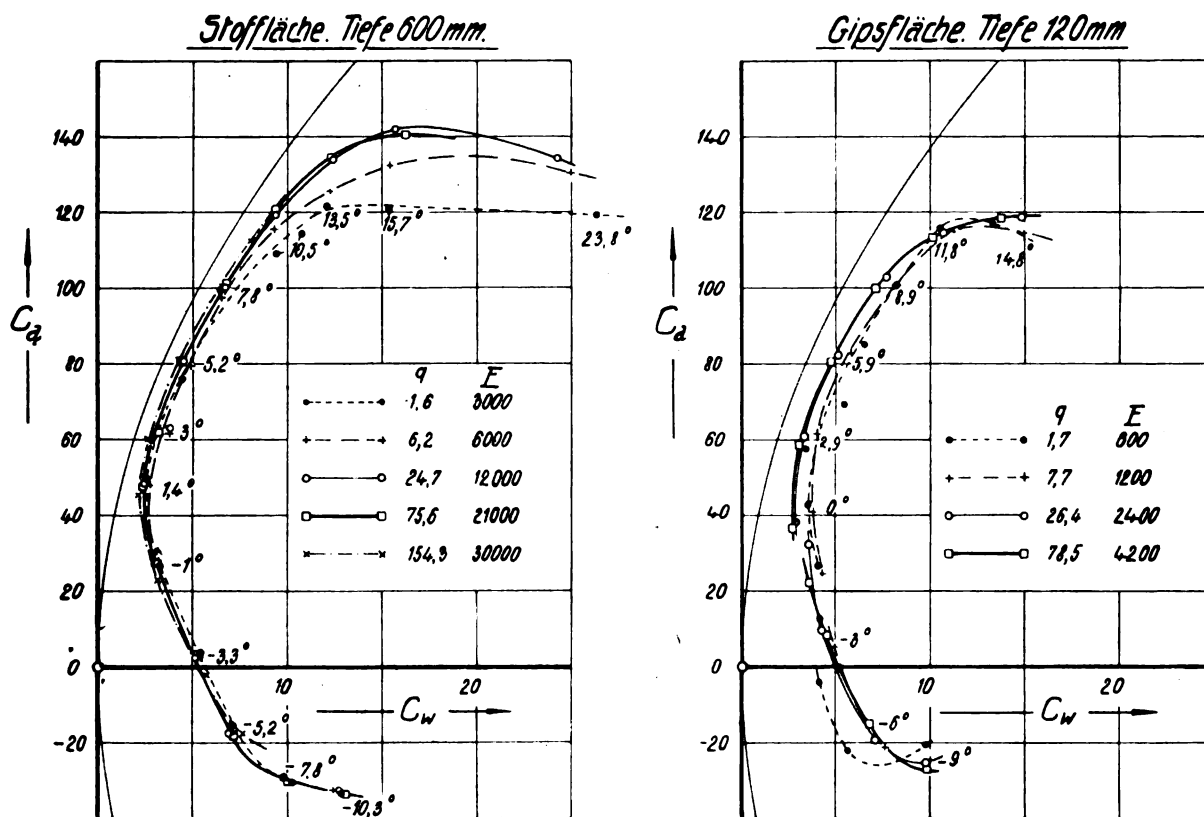
H.W.F. 356.

Fig. 5a.

H. W. F. 356.

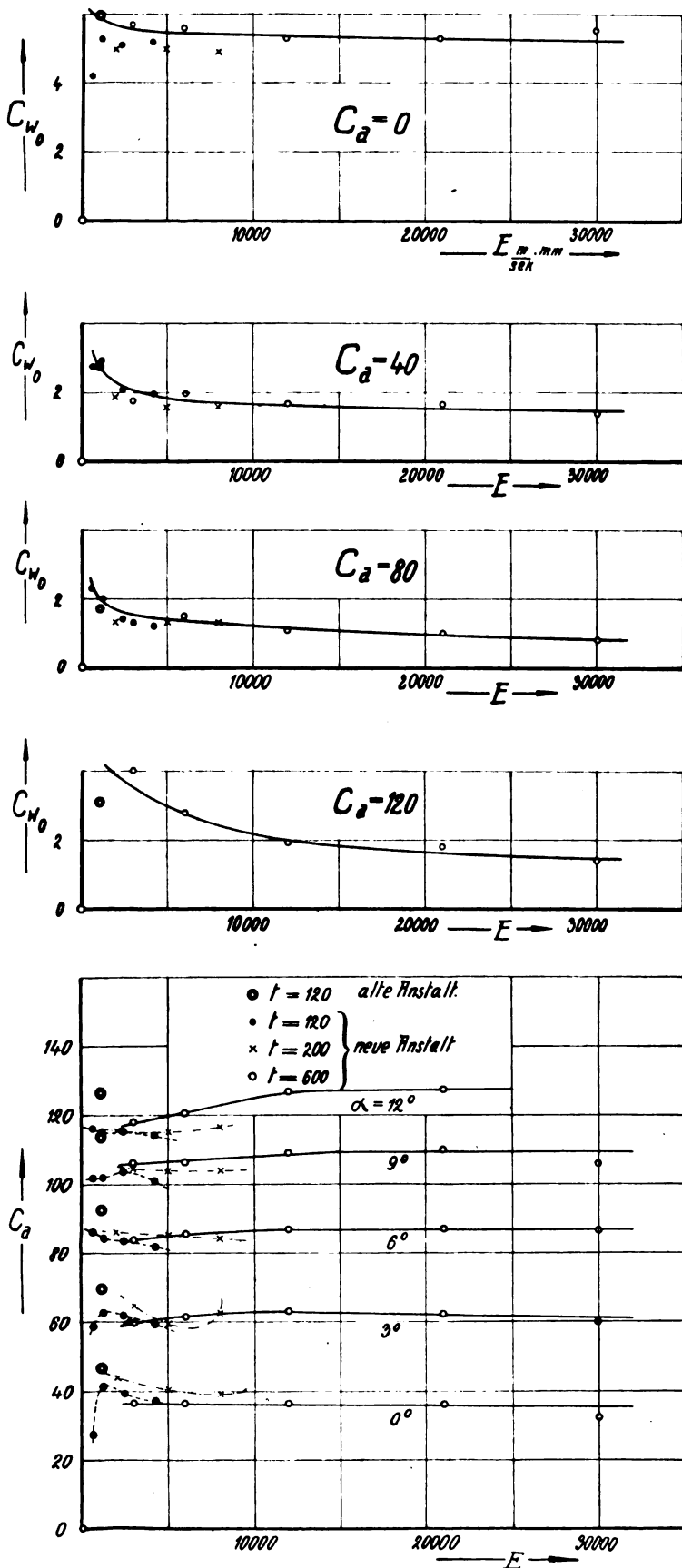


Fig. 5 b.

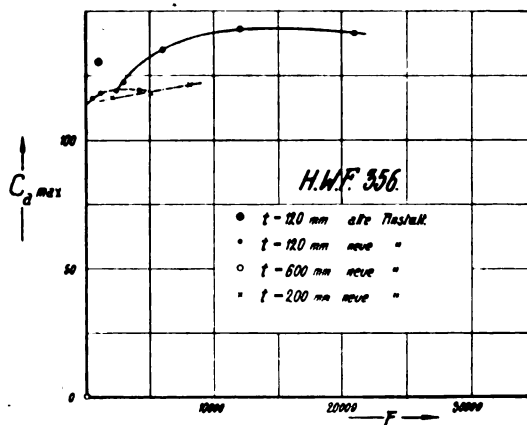


Fig. 5 c.

Der Randwiderstand ist durch diese Anordnung beseitigt, und in einem nach oben und unten unbegrenzten Luftstrom würde der gemessene Widerstand nur noch Profilwiderstand sein. Tatsächlich steht aber über und unter der Tragfläche nur ein Luftstrom von gut 1 m zur Verfügung. Dieser wird infolge des durch die Tragfläche erzeugten Auftriebs um einen gewissen Winkel $\beta = \frac{c_a}{2} \cdot \frac{F}{F'}$ abgelenkt. Die Verhältnisse für die Tragfläche in dem Luftstrom, der wagrecht ankommt und unter dem Winkel β abfließt, sind mit großer Annäherung dieselben, wie die in einem Luftstrom von unendlicher Ausdehnung der um $\beta/2$ geneigt ist. Die Luftkraft ist dann auch um $\beta/2$ gedreht. Nach der gewöhnlichen Zerlegung der Luftkraft ergibt sich also auch hier ein dem Randwiderstand analoger Widerstand

$$W' = A \cdot \sin \frac{\beta}{2} = \infty A \cdot \frac{\beta}{2}$$

oder unter Berücksichtigung des Wertes von β

$$W' = c_a^2 \cdot \frac{F^2}{4 F' \cdot q}$$

Dies liefert

$$c_w' = c_a^2 \cdot \frac{F}{4 F'}$$

an Stelle von

$$c_w' = \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{t}{b}$$

beim Randwiderstand.

Bei der vorliegenden Anordnung ($b = 1,5$ m, Strahldurchmesser 2,2 m, also $F' = 3,105$ m²) ist die Widerstandsziffer also gerade so groß wie bei einer Fläche vom Seitenverhältnis 1:4,4 in der idealen Strömung. Auch bei den kleinen im kreisförmigen Luftstrom (neue Anstalt) gemessenen Flächen ist infolge der Strahlablenkung eine Berichtigung des Widerstandes erforderlich. Über diese wird später eingehender berichtet werden.

¹⁾ Der Winkel β kann wie folgt berechnet werden. Die Geschwindigkeit des ungestörten Luftstroms sei v , die durch die Tragfläche (Größe F m²) erzeugte Vertikalgeschwindigkeit w , der durch die Tragfläche beeinflusste Luftquerschnitt, d. h. der durch die festen Wände begrenzte Teil des Strahles sei F' . Der Vertikalimpuls der abgelenkten Luft ist gleich dem Auftrieb, also ist, da die sekundliche Luftmasse $M = \gamma/g \cdot F' \cdot v$ ist,

$$M \cdot w = \frac{\gamma}{g} \cdot F' \cdot v \cdot w = A = c_a F \frac{\gamma v^2}{2 g}$$

also

$$w = c_a \frac{F}{F'} \frac{v}{2}$$

und mithin

$$\tan \beta \cong \beta = \frac{w}{v} = \frac{c_a}{2} \cdot \frac{F}{F'}$$

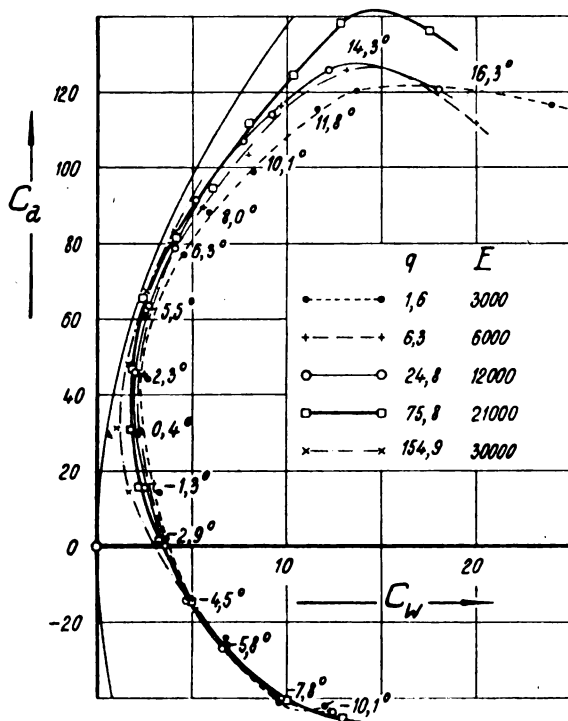
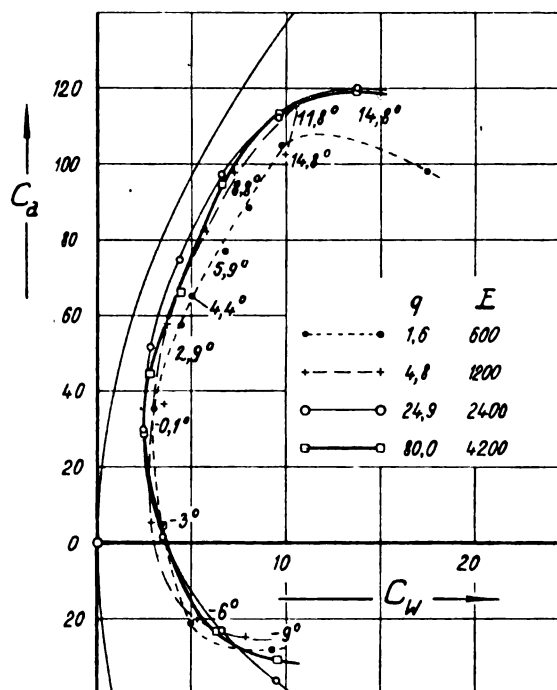
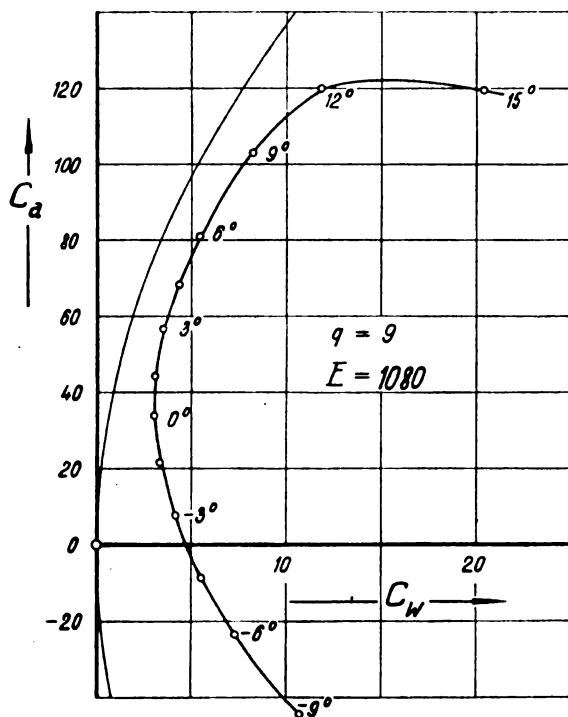
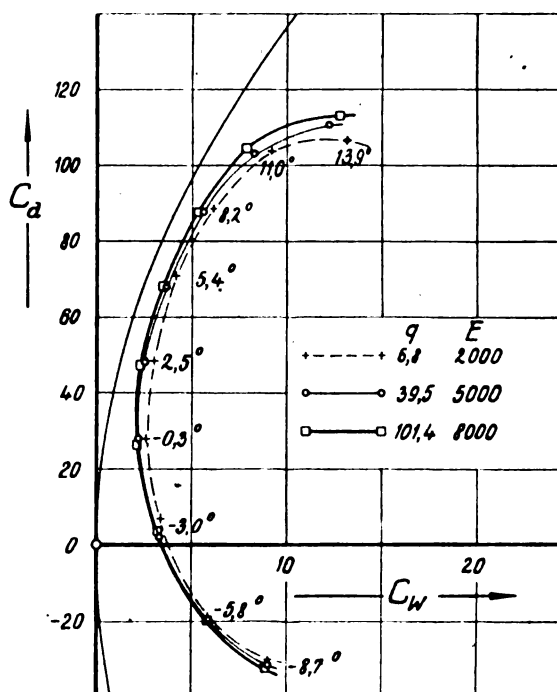
M.V.R. 357Stofffläche. Tiefe 600 mm.Gipsfläche. Tiefe 120 mm.GipsflächenTiefe 120 mm.Tiefe 200 mm.

Fig. 6 a.

M. V. A. 357.

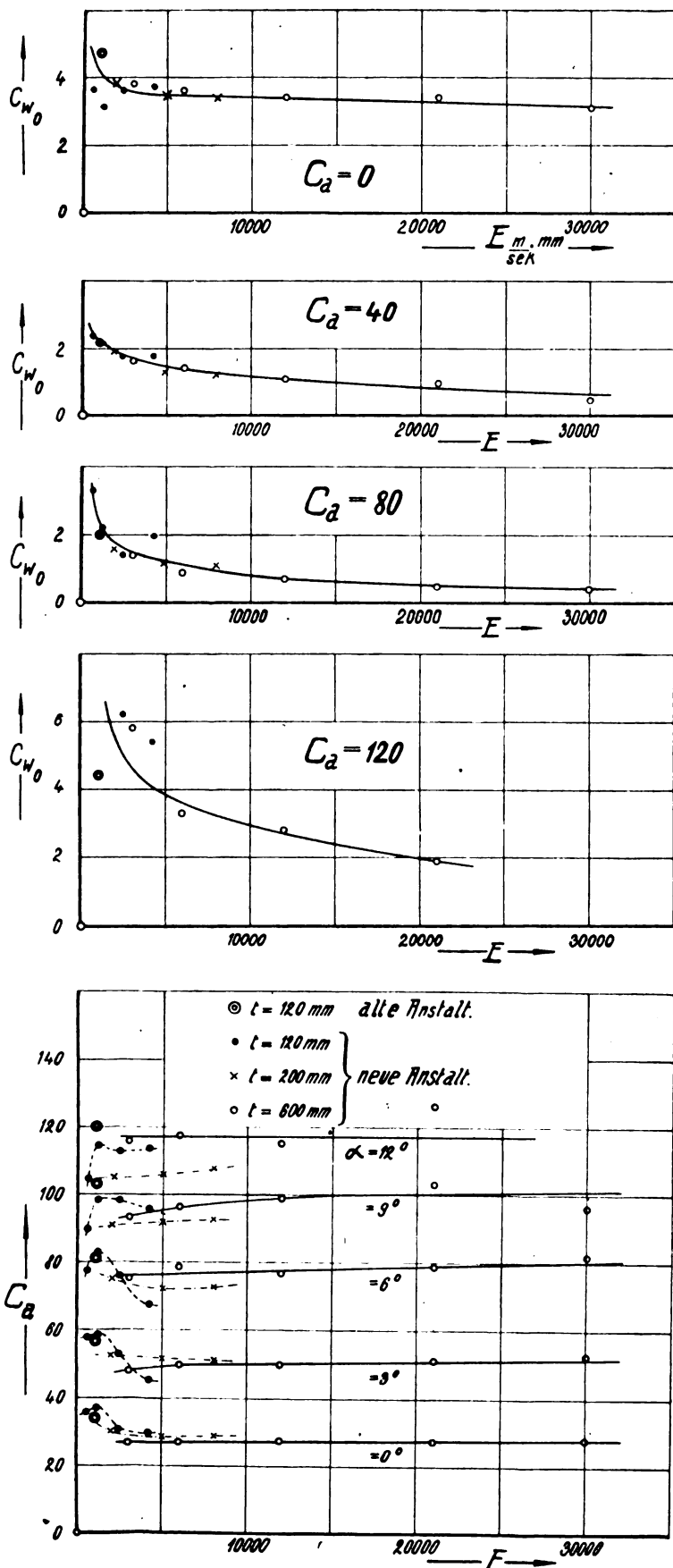


Fig. 6 b.

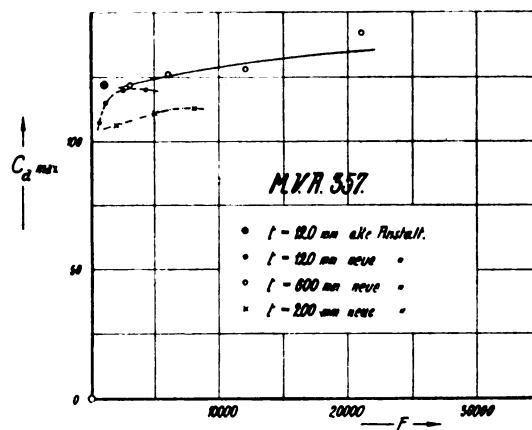


Fig. 6 c.

Um zu verhindern, daß sich beim unbeabsichtigten Auftreten einer Seitenkraft eine Scheibe gegen den Dichtungsdeckel legte, wurde der vordere Holm durch zwei Spannschlösser und eine Feder C geführt (s. Fig. 1). Die Scheiben S waren so stark gebaut, daß sie sich unter Wirkung der Druckunterschiede nicht merkbar durchbogen. Auf der Innenseite wurden die Scheiben durch Bleche B abgedeckt, um den schädlichen Widerstand durch Luftreibung gering zu halten. Aus demselben Grunde waren die seitlich überstehenden Enden des vorderen Holmes verkleidet. Die Bleche waren so weit ausgeschnitten, wie es die Veränderung des Anstellwinkels erfordert.

Die Ergebnisse der Versuche sind in den Tabellen 1 bis 5 und den Fig. 3a bis 7a dargestellt. Die Darstellung ist die jetzt übliche, C_a abhängig von C_w , die Momentenzahlen sind der Übersichtlichkeit wegen in den Polarkurven fortgelassen. Alle Werte sind auf ein Seitenverhältnis 1:6 umgerechnet¹⁾. In den Fig. 3a—7a beziehen sich die oberen linken Polardiagramme auf die Messungen mit den 600 mm tiefen Flächen in der neuen Anstalt, die unteren rechten Diagramme auf die Messungen mit der neuen Normalgröße 1000 × 200 mm in der neuen Anstalt. Das linke untere Diagramm zeigt die in der alten Anstalt mit der alten Normalgröße 720 × 120 mm erhaltene Polare, das obere rechte Diagramm die mit diesen Flächen in der neuen Anstalt durchgeführten Vergleichsmessungen.

Allgemein sieht man aus den Polaren (Fig. 3a bis 7a), daß die charakteristischen Eigenschaften eines Profils, z. B. früheres oder späteres Abreißen der Strömung auf der Druck- oder Saugseite, die sich durch früheres oder späteres Abbiegen der Polaren von der Parabel andeuten, auch schon bei verhältnismäßig kleinen Kennwerten deutlich hervortreten. Ganz unbrauchbar sind nur die Messungen bei Kennwerten unter 600 m/s · mm. Hier zeigt die Polare zum Teil einen ganz anderen Verlauf, wie bei den größeren Kennwerten. Das Gebiet der kritischen Geschwindigkeiten ist hier noch nicht ganz überschritten. Man erhält bei zeitlich verschiedenen Messungen stark voneinander abweichende Werte. In den Polardiagrammen ist in diesen Fällen meist nur ein mittlerer Linienzug eingezeichnet. Die Polaren der Holzfläche zum Profil Nr. 354 zeigen im wesentlichen den gleichen Verlauf wie die der zugehörigen Stofffläche. In Fig. 8 sind die beiden Polaren für $E = 12000$ und 21000 m/s · mm dargestellt. Ein Einfluß der Wölbungsänderung infolge Durchbiegung der Besspannung ist nicht zu bemerken. Allerdings ist die Wölbung des Profils und damit auch die Durchbiegung des Stoffes zwischen den Rippen ziemlich gering. Bei stärker gewölbten Profilen tritt der Einfluß möglicherweise deutlicher hervor.

Auffällig, wenn auch nach den früheren Untersuchungen an anderen Körpern nicht überraschend, ist ferner bei allen Profilen die ziemlich bedeutende Abnahme der Widerstands-

¹⁾ Vergl. hierzu A. Betz, Einfluß der Spannweite und Flächenbelastung auf die Luftkräfte von Tragflächen. T. B I, Heft 4, S. 98.

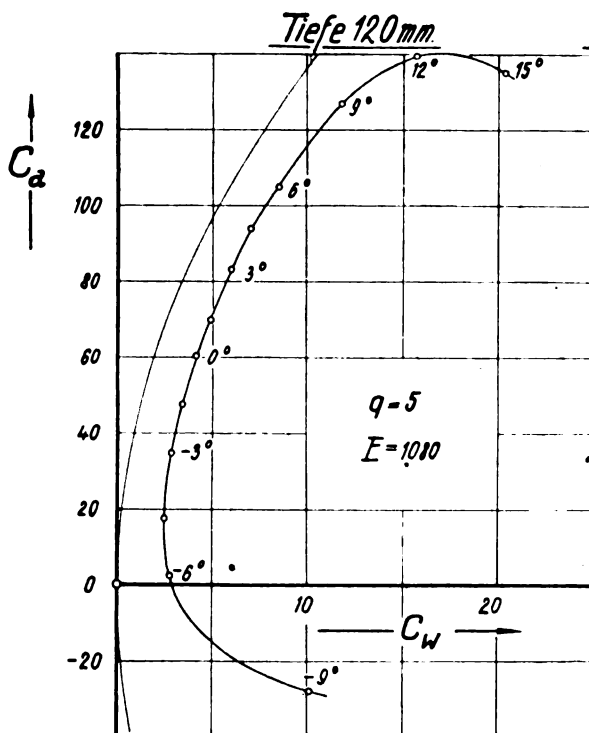
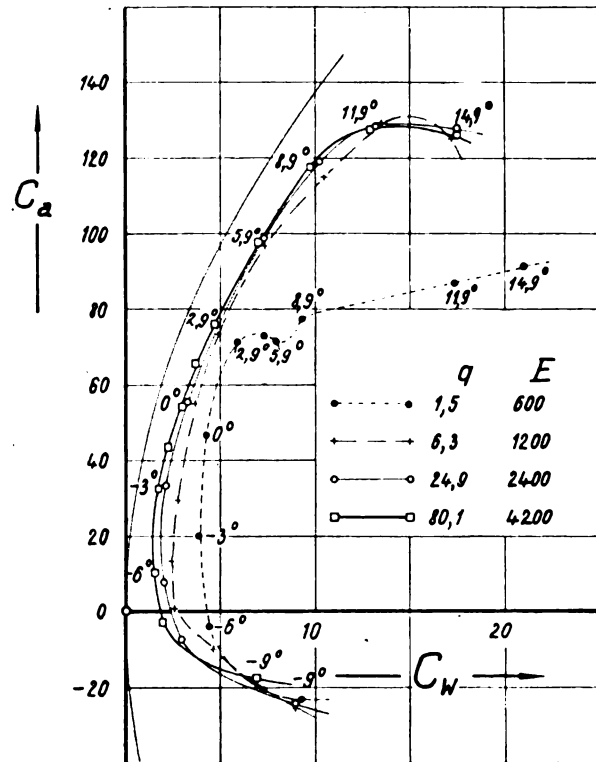
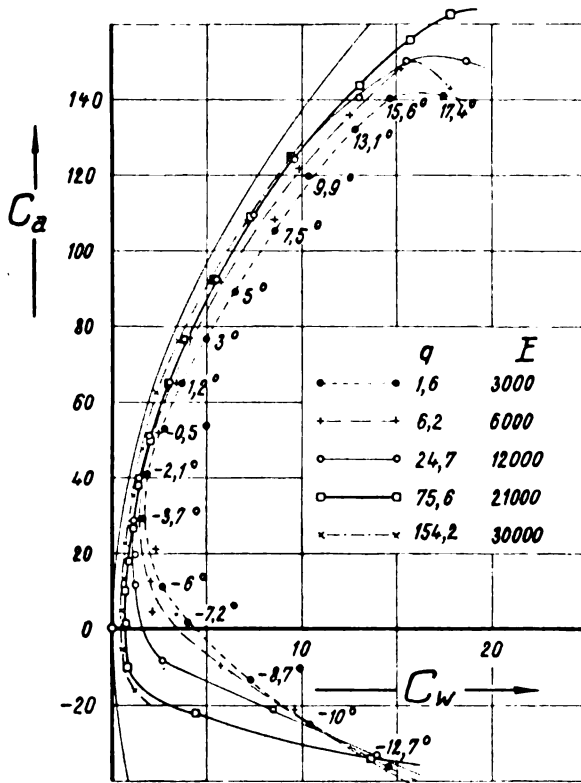
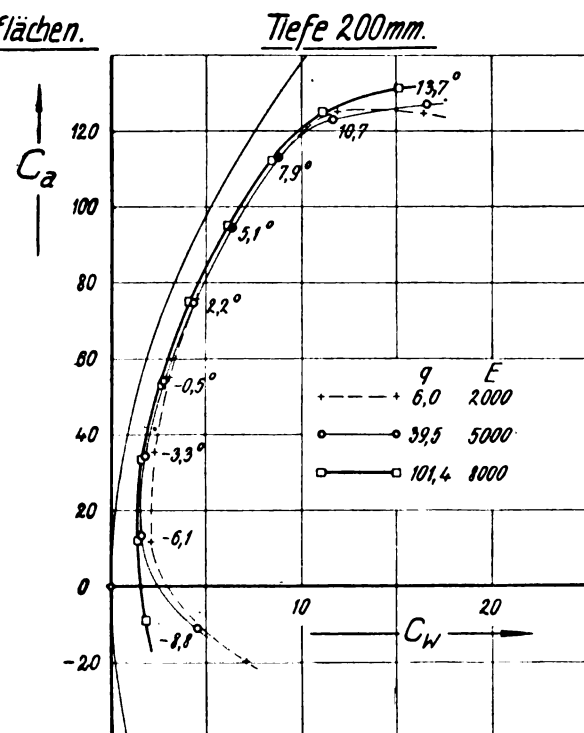
M.V.A. 358.Stofffläche Tiefe 600mm.Gipsfläche Tiefe 120mm.Gipsflächen.

Fig. 7 a.

M. V. A. 358.

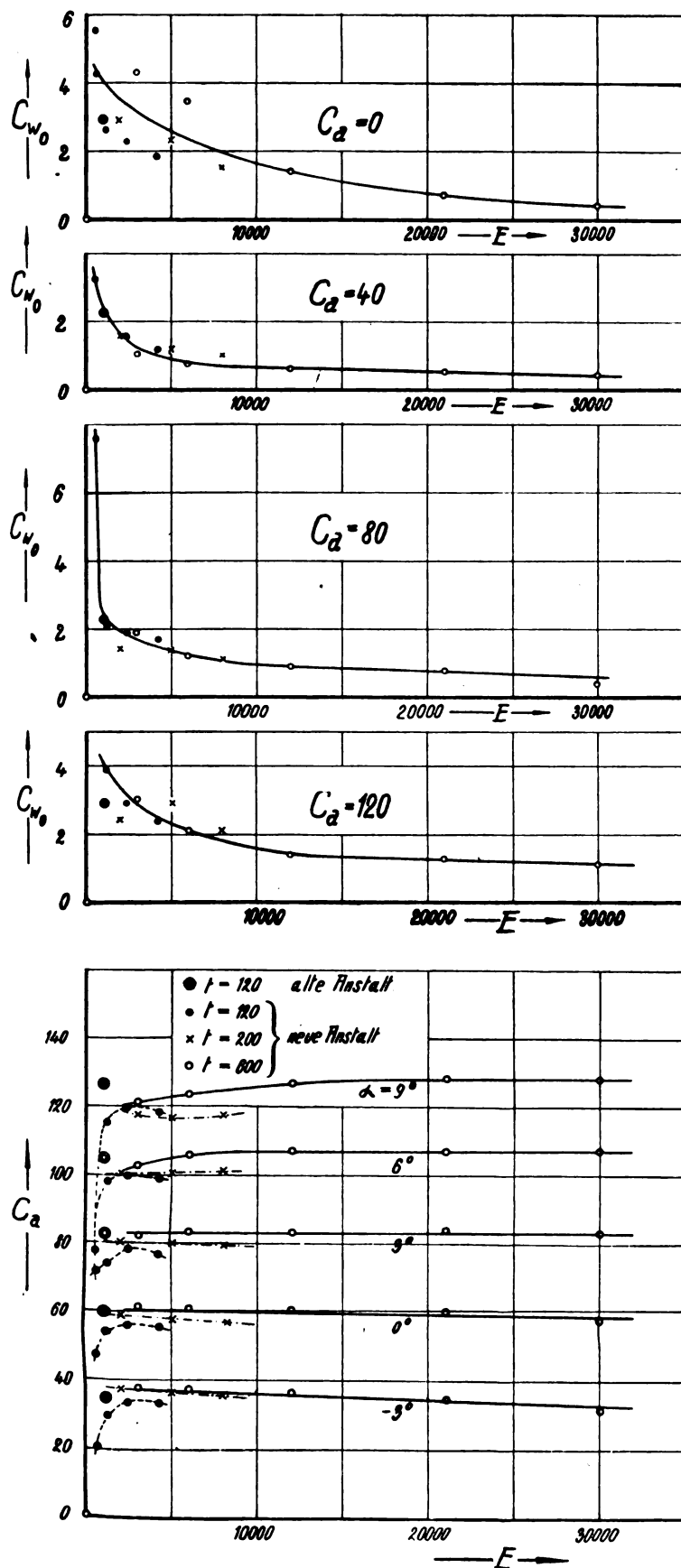


Fig. 7 b.

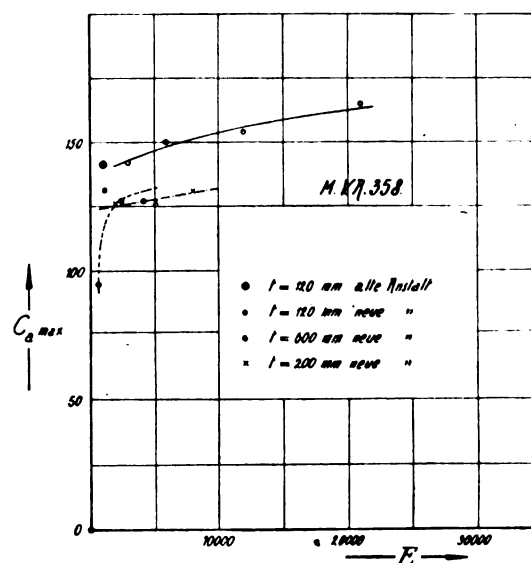


Fig. 7 c.

ziffer mit wachsendem Kennwert. Um die Gesetzmäßigkeit dieser Abnahme zu verdeutlichen, sind in den Fig. 3b bis 7b für jedes Profil die Widerstandszahlen für $C_a = 0, 40, 80$ und 120 abhängig vom Kennwert besonders aufgetragen. Die Ordinaten sind die Profilwiderstandszahlen C_{w0} , d. h. Gesamtwiderstandszahlen abzüglich der induzierten Widerstandszahlen, also die Stücke der Abszisse zwischen Polare und Parabel. Aus diesen Kurven geht die Bedeutung des Ähnlichkeitsgesetzes deutlich hervor, denn es ergeben sich in der Tat bei gleichen Kennwerten für die verschieden großen, aber geometrisch ähnlichen Modelle dieselben Widerstandsziffern. Die Abweichungen bei kleinen Kennwerten und bei den Auftriebszahlen $C_a = 0$ und $C_a = 120$ lassen sich leicht durch die nur unvollkommene geometrische Ähnlichkeit hinsichtlich Form und Oberflächenbeschaffenheit (s. oben) erklären. Diese Gebiete haben auch flugtechnisch nur geringe Bedeutung. Jedenfalls zeigen die Kurven, daß die Modellversuche an Flügelprofilen bei den zur Zeit gebräuchlichen Kennwerten etwas zu große Widerstandszahlen ergeben. Ein allgemein gültiges Maß für die Abnahme der Widerstandszahl mit steigendem Kennwert läßt sich noch nicht angeben. Sobald weitere Messungen vorliegen, sollen die Zusammenhänge zwischen beiden Größen genauer untersucht werden. Es soll noch besonders darauf hingewiesen werden, daß die für die höheren Kennwerte gefundenen Profilwiderstandszahlen nicht unerheblich geringer sind, als die zurzeit gebräuchlichen Reibungswiderstandszahlen. Man könnte diese Erscheinung dadurch erklären wollen, daß die auf die seitlichen Dichtungsscheiben wirkenden Druckunterschiede insgesamt einen Vortrieb ergeben, um welchen der Widerstand zu gering gemessen wäre. Diese Erklärung befriedigt jedoch nicht, da sich beim Auftrieb 0, wo infolge fehlender Druckdifferenz zwischen Ober- und Unterseite der Fläche sicher kein Vortrieb vorhanden ist, ebenfalls eine so geringe Profilwiderstandszahl ergibt, wenigstens solange die Strömung an der Druckseite noch nicht abgerissen ist, vgl. z. B. Profil Nr. 358, welche Verhältnisse zum Vergleich allein in Frage kommen. Möglich ist deshalb, daß es bei Bestimmung der üblichen Reibungswiderstandszahlen nicht gelungen ist, Profil- und Reibungswiderstand genau zu trennen. Bei weiteren in Vorbereitung befindlichen Ähnlichkeitsversuchen wird dieser Erscheinung weiter nachgegangen werden. Desgleichen sind besondere Versuche zur Ermittlung des Reibungswiderstandes verschieden glatter Flächen vorbereitet¹⁾.

¹⁾ Die Reibungsversuche sind inzwischen durchgeführt worden. Sie haben die Richtigkeit der gebräuchlichen Reibungsziffern ergeben. Der Grund für die, für die Tragflächen gefundenen abnorm kleinen Profilwiderstandszahlen liegt darin, daß der durch die Strahlablentung hervorgerufene induzierte Widerstand (vgl. S. 203), etwas zu groß berechnet worden ist, da der Einfluß des geringen Abstandes der Düse von der Tragfläche (etwa 1,1 m) unberücksichtigt geblieben ist. Die in den Fig. 3 b—7 b dargestellte Abhängigkeit von C_{w0} und E bleibt jedoch bestehen. Es erhöht sich nur der absolute Wert von C_{w0} etwas.

Tabelle 4.

M. V. A.	v m/s	E m/s · mm	C_{w0} für $C_a =$				C_a für $\alpha =$					$C_{a \max}$
			0	40	80	120	0	3	6	9	12	
Profil Nr. 357. . . .	5	3 000	3,8	1,55	1,4	5,8	26,7	47,8	74,9	93,2	115,7	122
Modell Nr. 1052. . .	10	6 000	3,6	1,35	0,9	3,3	26,8	49,5	78,8	96,2	117,0	126
$b = 1500$ mm . . .	20	12 000	3,4	1,05	0,7	2,8	27,3	49,7	76,5	98,7	114,9	128
$t = 600$ mm . . .	35	21 000	3,4	0,95	0,5	1,9	27,2	50,8	78,5	103,1	126,0	142
Neue Anstalt	50	30 000	3,1	0,45	0,4	—	27,4	52,5	81,8	95,9	—	—
Modell Nr. 1084. . .	5	600	3,6	2,35	3,3	—	35,5	57,8	77,6	89,4	104,3	107
$b = 720$ mm . . .	10	1 200	3,1	2,15	2,2	—	37,0	58,4	83,0	98,2	114,4	115
$t = 120$ mm . . .	20	2 400	3,6	1,75	1,4	6,2	30,3	52,6	75,7	98,0	112,6	120
Neue Anstalt	35	4 200	3,7	1,75	2,0	5,4	29,5	44,9	67,0	95,6	113,4	120
Modell Nr. 1084 Alte Anstalt	9	1 080	4,7	2,15	2,0	4,4	33,8	56,4	81,0	103,2	120,0	122
Modell Nr. 1138 $b = 1000$ mm . . .	10	2 000	3,8	1,95	1,6	—	30,0	52,5	75,3	92,8	104,5	107
$t = 200$ mm . . .	25	5 000	3,4	1,35	1,2	—	28,6	51,2	72,0	92,2	105,8	111
Neue Anstalt	40	8 000	3,4	1,25	1,1	—	28,3	50,8	72,4	92,4	107,4	113

Tabelle 5.

M. V. A.	v m/s	E m/s · mm	C_{w0} für $C_a =$				C_a für $\alpha =$					$C_{a \max}$
			0	40	80	120	-3	0	3	6	9	
Profil Nr. 358. . . .	5	3 000	4,3	1,05	1,9	3,0	37,8	61,4	82,3	102,9	121,1	142
Modell Nr. 1053. . .	10	6 000	3,5	0,75	1,2	2,1	37,6	60,7	83,7	105,9	123,6	150
$b = 1500$ mm . . .	20	12 000	1,4	0,65	0,9	1,4	36,2	60,7	83,4	107,0	127,0	154
$t = 600$ mm . . .	35	21 000	0,7	0,55	0,8	1,3	34,8	60,2	84,2	106,8	128,2	165
Neue Anstalt	50	30 000	0,4	0,45	0,4	1,1	31,1	57,7	83,2	107,3	128,2	—
Modell Nr. 1085. . .	5	600	4,3	3,25	7,6	—	20,1	47,2	71,7	71,6	77,8	95
$b = 720$ mm . . .	10	1 200	2,6	2,25	2,1	3,9	29,5	54,0	74,2	98,0	115,3	131
$t = 120$ mm . . .	20	2 400	2,3	1,55	1,9	2,9	33,5	56,1	78,2	99,8	119,7	128
Neue Anstalt	35	4 200	1,8	1,15	1,7	2,6	33,2	55,2	76,8	98,9	118,3	128
Modell Nr. 1085 Alte Anstalt	9	1 080	2,9	2,25	2,3	2,9	34,7	60,0	82,9	105,0	127,0	141
Modell Nr. 1139. $b = 1000$ mm . . .	10	2 000	2,9	1,55	1,4	2,4	37,6	58,9	80,8	100,3	117,7	126
$t = 200$ mm . . .	25	5 000	2,3	1,15	1,4	2,9	36,6	57,7	80,4	100,9	116,8	127
Neue Anstalt	40	8 000	1,5	0,95	1,1	2,1	35,4	56,9	79,6	101,1	117,6	131

K. W. W. 354.

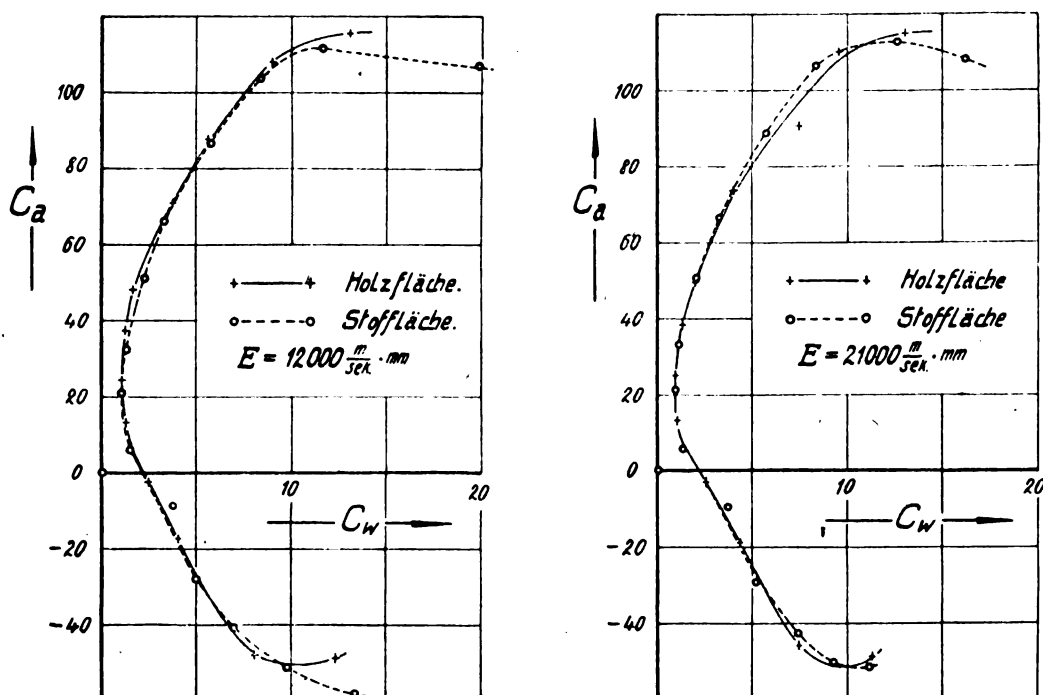


Fig. 8. Einfluß der Wölbung der Bspannung auf die Luftkräfte.

Die Auftriebszahlen sind weit weniger als die Widerstandszahlen von der Größe des Kennwertes abhängig, s. Fig. 3b bis 7b. Im Bereich der Anstellwinkel von 0 bis etwa 9°, der praktisch hauptsächlich von Bedeutung ist, und bei Kennwerten etwa über 4000 m/s · mm kann die Auftriebszahl mit genügender Genauigkeit als unabhängig vom Kennwert angenommen werden. Unterhalb dieses Kennwertes ist das Verhalten der einzelnen Profile verschieden. Bei den meisten fällt C_a mit wachsendem Kennwert, bei einem — Nr. 358 — steigt C_a deutlich mit zunehmendem Kennwert. Das Ähnlichkeitsgesetz ist auch hier bis zu Anstellwinkeln von etwa 9° gut erfüllt, abgesehen von Profil Nr. 355. Bei dem großen Modell dieses Profils war das hintere Ende der Rippen sehr schwach. Der Anstellwinkel kann also leicht etwas falsch bestimmt worden sein, auch sind Formänderungen unter dem Einfluß des Windes hier nicht ausgeschlossen. Bei den großen Flächen sind die Winkelangaben allgemein etwas weniger genau als bei den mittleren Gipsflächen. Dies liegt daran, daß sich die hinteren Aufhängedrähte infolge größerer Länge und mehrfacher Führung über Rollen stärker dehnen als die vorderen. Dadurch dreht sich die Fläche etwas unter der Wirkung der Luftkräfte, und der Anstellwinkel entspricht nicht mehr genau dem in ruhender Luft eingestellten. Bei den kleinsten Flächen läßt sich ein geringer Unterschied in den Anstellwinkeln der einzelnen Querschnitte infolge Verbiegung der meist sehr dünnen Hinterkante häufig nicht ganz vermeiden. Wenn diese Fehler an und für sich auch von geringer Bedeutung sind, so erklären sie doch zum größten Teil die Abweichungen zwischen den Linienzügen der einzelnen Modellgrößen in den C_a -E-Kurven.

Die Momentenzahlen sind, da sie in der Hauptsache vom Auftrieb abhängen, ebenfalls fast unabhängig vom Kennwert.

Zum Schluß sei noch auf die Unterschiede in den für die verschiedenen Kennwerte erreichten höchsten Auftriebsziffern hingewiesen, die in den Polarkurven auffallen und in den Fig. 3c bis 7c zusammengestellt sind. Besonders bei den großen Modellen steigen die erreichten Höchstwerte der Auftriebszahl mit den Kennwerten. Eine ausreichende Erklärung kann für diese praktisch ziemlich bedeutungslose Erscheinung noch nicht gegeben werden.

H. Kumbruch.

Zur Berechnung der Holme von Einstielern.

Von Dr.-Ing. Dr. Lewe, Referent beim S. V. K. in Warnemünde.

Der Aufsatz des Herrn Professor Pröll¹⁾ in dieser Zeitschrift und die verschiedenen Zuschriften an die Schriftleitung zu demselben geben die Veranlassung zu der Bekanntgabe der nachstehenden Kurventafel. Diese Kurventafel gestattet den einfeldrigen Holm von Einstieler-Doppeldeckern und Eindekern bei Kenntnis der Eulerschen Sicherheit n des Feldes, des Kragmomentes M_a , aus dem überkragenden Holmteil und des Feldmomentes

$$M_0 = \frac{p l^2}{8} \quad (1)$$

wo p die gleichmäßig verteilte Holmlast und l die Feldlänge, leicht zu berechnen.

Setzt man nämlich in die bekannte Müller-Breslausche Formel

$$M_{\max} = \frac{D}{\cos \frac{x}{k}} - g k^2 \quad (2)$$

die Werte

$$k^2 = \frac{s^2}{a^2} = \frac{n s^2}{\pi^2}, \text{ da } a = \frac{s}{k} = \frac{\pi}{\sqrt{n}} \quad (3)$$

und

$$\cos \frac{x}{k} = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2 \frac{x}{k}}} \quad (4)$$

¹⁾ z. S. 1: s. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Heft 23 u. 24.

$$= \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_2 - \cos \alpha}{D_1 - \sin \alpha} \right)^2}} \quad (5)$$

ein, so erhält man an Stelle der Formel 2) die Formel

$$\mu_c = \frac{n}{\pi^2} \left[\sqrt{1 + \left(\frac{1 + \frac{M_a \cdot \pi^2}{M_0 \cdot 8n} - \cos \frac{\pi}{\sqrt{n}}}{\sin \frac{\pi}{\sqrt{n}}} \right)^2} - 1 \right] \quad (6)$$

Der Ausdruck für das maximale Moment μ_c ist nur noch von M_a , M_0 und der Eulerschen Sicherheit n abhängig. In der nachstehenden Kurventafel ist dieser Ausdruck für verschiedene Verhältniszahlen $\frac{M_a}{M_0} = 0,0, -0,5, -0,1, -1,5, -1,62114$ als Kurve aufgetragen, außerdem sind noch die Kurven zur Bestimmung der Stelle $\frac{x}{s}$ des Maximalmomentes für dieselben $\frac{M_a}{M_0}$ -Werte aufgetragen. Die Ausgangsformel liefert hier die Formel 4).

Zur Diskussion dieser Kurventafel ist zu sagen, daß für sehr große Eulersche Sicherheit n die einzelnen Kurven den Wert zeigen müssen, den dieselben ohne Berücksichtigung der Knickkraft erreichen, z. B. wird $\mu_c = 0,125$, für $\frac{M_a}{M_0} = 0$ da das Maximalmoment ohne Knickkraft $M_c = 0,125 \cdot p l^2$ ist. Bei Vergrößerung des Kragarmes muß schließlich ein Zustand erreicht werden, bei welchem der Einfluß des Kragarmes auf das Feld überwiegt und der Holm statt in Richtung der Belastung p in umgekehrter Richtung ausknickt. Dieser Wert wurde empirisch zu

$$\frac{M_a}{M_c} = 1,62114$$

gefunden.

Ein Blick auf die Kurventafel zeigt, daß für Holme ohne Kragarm das Maximalmoment in der Mitte des Feldes liegt, und daß andererseits die maximale Feldmomentenstelle über den Wert $\frac{x}{s} = 0,2955$ nicht hinaustreten kann.

Zu beachten ist, daß der der Kurventafel entnommene Wert μ_c noch mit $p l^2$ zu multiplizieren ist.

Beispiel.

Berechnung der Spannung im Hinterholm eines Streben-Eindeckers.

Belastungsfall: C.

Material: Kiefer.

$E = 120000$.

Zul. Bruchbeanspruchung auf Biegung $k_b = 750 \text{ kg/cm}^2$.

Zul. Bruchbeanspruchung auf Druck $k_d = 400 \text{ kg/cm}^2$.

Längskraft = 7043 kg.

Querbelastrung $g_h = 5,70 \text{ kg/cm}$.

Länge $l = 375 \text{ cm}$.

Trägheitsmoment $J = 1414 \text{ cm}^4$.

$$\text{Eulersche Sicherheit } \frac{\pi^2 \cdot 120000 \cdot 1414}{375^2 \cdot 7043} = 1,69$$

$$\text{Kragmoment } M_a = -23630 \cdot 5,70 = -134500 \text{ kgcm}$$

$$\text{Feldmoment } M_0 = \frac{5,70 \cdot 375^2}{8} = 100000 \text{ kgcm}$$

$$\frac{M_a}{M_0} = -1,345$$

$$\mu_c = 0,1 \text{ aus der Kurventafel}$$

$$M_{\max} = 0,1 \cdot 5,70 \cdot 375 = +80000 \text{ kgcm}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{80000}{176,8} + \frac{7158}{43,2} = 453 + 166 = 619 \text{ kg/cm}^2$$

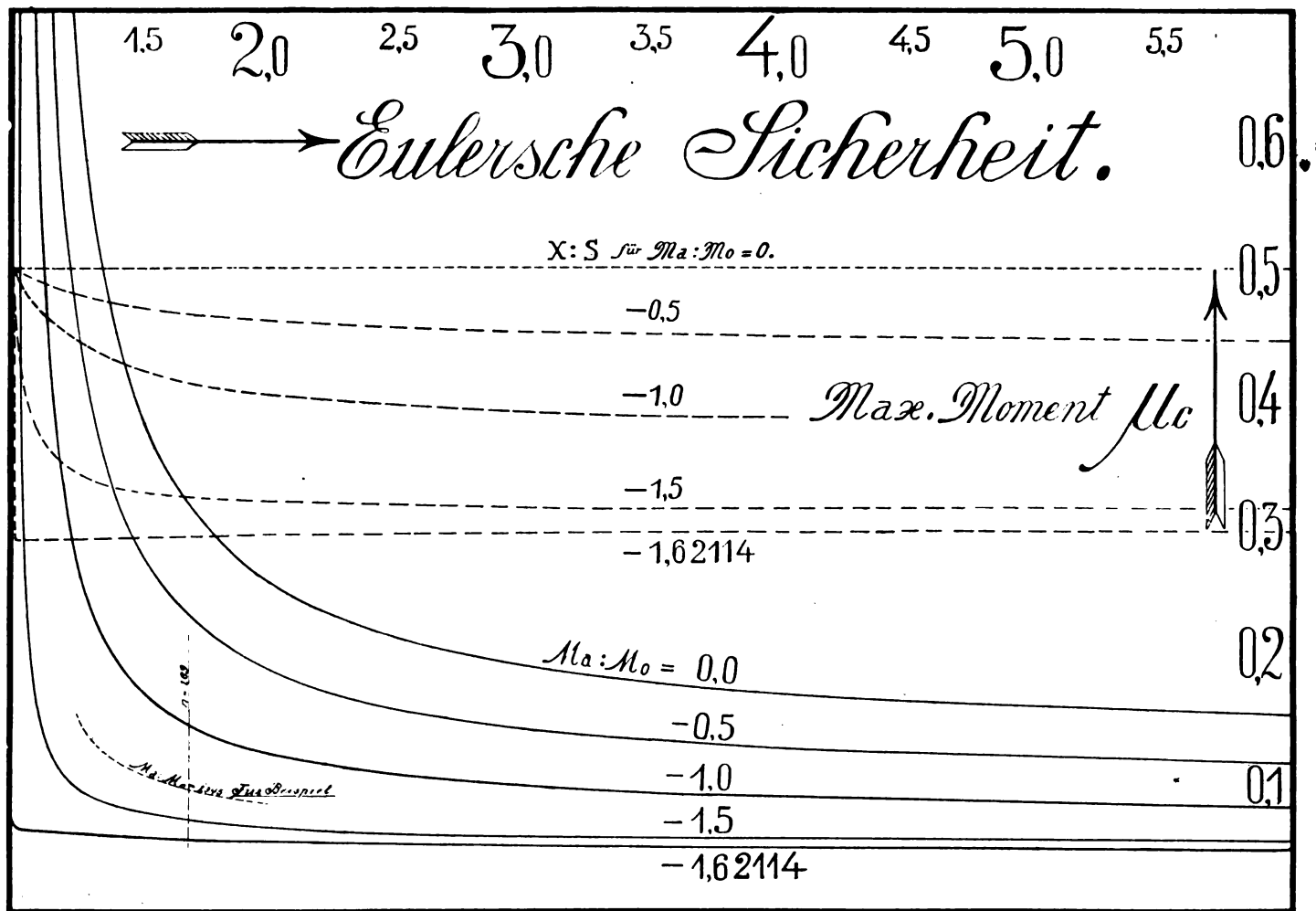


Fig. 1.

Die Kurventafel wurde im statischen Bureau des Kommandos zwecks schnellerer Nachprüfung der Holme von Eindeckern mit Erfolg verwandt. Die Kurventafel enthält, abgesehen von einigen Schlußfolgerungen für die Praxis, dasselbe wie die von Herrn Professor Pröll aufgestellten vereinfachten Formeln, ist jedoch jedenfalls weit schneller zu benutzen.

Bericht über den Flugtechnischen Sprechabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 23. April 1919.

(Kurzes Referat über die während der Sitzung gehaltenen Fachvorträge und die anschließende Diskussion.)

Motoren für Verkehrsflugzeuge.

Herr Dipl.-Ing. Schwager, Berlin, führt in seinem Vortrag folgendes aus: Wir stehen heute vor der Aufgabe, das Flugwesen dem Wirtschaftsleben zu erschließen, ohne daß die unbeschränkten Mittel zur Verfügung stehen wie im Kriege. Und doch tut uns eine möglichst schnelle Entwicklung mehr not denn je.

Die Anforderungen, die an einen Flugmotor gestellt werden, sind: 1. Leichtgewicht, 2. möglichst gleichbleibende Leistung bei geringeren Luftdichten, 3. größte Betriebssicherheit, 4. wirtschaftlicher Verbrauch, 5. lange Lebensdauer und damit in Verbindung wirtschaftlicher Betrieb.

Bei Verkehrsflugzeugen muß größte Betriebssicherheit an erster Stelle stehen. Wenn der Mangel an Sparmetallen und guten Betriebsstoffen aufhören wird, so ist es sehr leicht möglich, daß die jetzigen Motoren bereits eine Betriebssicherheit verbürgen, die der für Verkehrsflugzeuge zu verlangenden sehr

nahe kommt. An der Erhöhung der Betriebssicherheit sowie der Lebensdauer muß dauernd weitergearbeitet werden, während die übrigen Anforderungen schon heute als größtenteils erfüllt angesehen werden können.

Schließlich ist noch die Frage aufzuwerfen, ob nicht den Anforderungen des Verkehrsflugzeuges mehr entsprechende neue Bauformen gesucht werden müssen.

Bezüglich der Erhöhung der Betriebssicherheit sind von den beim praktischen Flugbetrieb am häufigsten auftretenden Mängel zu nennen: 1. Kühlerschwierigkeiten, 2. Ausbrennen von Ventilen, 3. Fressen von Kolben und Festbrennen der Kolbenringe, 4. Auslaufen der Lager, 5. Brüche von Getrieben, 6. Störungen der Brennstoffzufuhr, 7. Vergaserbrände, 8. Zündkerzenschwierigkeiten und schweres Anspringen, 9. Schäden an den Magnetapparaten.

Um Kühlerschwierigkeiten nach Möglichkeit auszuschließen, ist eine Anordnung des Kühlers anzustreben, die möglichst geringe Leitungslängen mit wenig Verbindungsstellen erfordert.

Ausbrennen der Ventile ist die Folge mangelhafter Wasserversorgung in dem Zylinderkopf, unrichtiger Bemessung und falsch gewählten Materials und kann nach den heutigen Erfahrungen unbedingt vermieden werden.

Fressen der Kolben und Festbrennen der Kolbenringe liegt an schlechter Schmierung, Nichteinhaltung der richtigen Toleranzen bei der Bearbeitung, ungeeignetem Kolbenmaterial und unrichtiger Bemessung von Kolben- und Kolbenringen sowie schließlich an schlechtem Brennstoff. Nach den heutigen Erfahrungen werden Kolbenschwierigkeiten in Zukunft zu den Seltenheiten gehören.

Die bisher fast allgemein üblichen Gleitlager sind sehr empfindlich gegen hohe Belastungen und mangelhafte Schmierung. Sie erfordern einen sehr hohen Grad von Genauigkeit in Bearbeitung und Herstellung. Zu hartes Lagern führt zu unzulässiger Erhöhung der Reibungswärme und Ausschmelzen,

zu leichtes Lagern läßt das Öl aus den Kurbelwellenlagern austreten, so daß kein Öl zu den Pleuellagern und Kolbenbolzen gelangt, wenn nicht die Maybachsche Schleuderschmierung angewandt wird. Gründliche Abhilfe wird erst die Anwendung von Kugellagern oder noch besser Rollenlager für die Kurbelwellenlagerung, vielleicht in Verbindung mit Frischölschmierung der Pleuel- und Kolbenlager schaffen. Vielversprechende Anfänge liegen bereits vor, so besitzt der 250 PS-Napier-Motor Rollenlagerung für die Kurbelwelle, die sich allem Anschein nach gut bewährt. Die von Maybach angewandte unmittelbare Durchspülung des Kurbelgehäuses mit Luft, die bei Frischölschmierung der Pleuel- und Kolbenbolzenlager zur Behebung der Reibungswärme erforderlich ist, ist auch hier eine geeignete Lösung. Schließlich wird reichlichere Bemessung der Lager, selbst auf Kosten des Gewichtes, bei Motoren für Verkehrsflugzeuge als zulässig erachtet werden müssen.

Ganz besondere Aufmerksamkeit erfordert das Pleuelager, besonders bei V-förmigen Motoren. Weitestgehende Erleichterung des als umlaufende Masse mitrechnenden Stangenkopfes ist anzustreben. Verminderung der Stärke der Lagerschalen zugunsten der Stärke des Pleuelkopfsdeckels ist vorteilhaft. Bemessung der Stärke des Weißmetallausgusses auf das geringst zulässige Maß bringt Vorteile beim Auslaufen des Lagers, denn starkes Klopfen und damit größere Beschädigungen werden vermieden.

Der größte Teil der Entwicklungsarbeit ist wohl an dem Bau der Untersetzungsgetriebe zu leisten. Bei größeren Motorleistungen sind Getriebe im Interesse eines hohen Wirkungsgrades und größerer Betriebssicherheit unerlässlich. Die Getriebefrage ist sowohl eine Frage des Motorenbaues als auch nicht in letzter Linie der Zahnradkonstruktion. Anzustreben ist unbedingt, daß der Motor bei seinen hauptsächlichsten Drehzahlen keine kritischen Drehzahlen hat, sowie daß zu durchlaufende kritische Drehzahlen möglichst tief unterhalb der Betriebsdrehzahlen liegen. Der Zusammenbau zwischen Kurbelwelle und Motor ist so zu wählen, daß Ungenauigkeiten in der Lagerung ohne Einfluß auf den Lauf des Betriebes sind. Zu erreichen ist dieses wie beim Rolls-Royce-Motor durch Anordnung von Kreuzgelenkschleifen zwischen Getriebe und Kurbelwelle oder Kurbelgehäuse und Getriebegehäuse.

Der Verzahnung ist ganz besondere Aufmerksamkeit in der Zahnform und der Herstellung der Zahnräder zu widmen. In bezug auf die Zahnform sind als Hauptforderung aufzustellen: große aktive Zahnprofile, gesunde kräftige Ausbildung des Profils an der Zahnwurzel, günstiges Verhältnis zwischen Abwälzen und Gleiten. Bezüglich der Herstellung ist wie bei allen modernen Verzahnungen, Herstellung nach dem Abwälzverfahren zu fordern, außerdem Härtung und genaueste Schleifung der Zahnflanken nach der Härtung. Das Öl zur Schmierung der Räder ist unbedingt auf die einlaufenden Zahnflanken zu spritzen. Tauchschmierung ist unbrauchbar.

Sehr große Schwierigkeiten hat lange Zeit Schaffung einer zuverlässigen Brennstoffförderung gemacht. Auspuffdruck zu verwenden, bringt unbedingt Mißerfolg. Luftpumpen erfordern reichliche Bemessung. Vorzuziehen ist Brennstoffpumpe, deren Schaffung heute als gelöst zu betrachten ist.

Soweit die Ursachen an Vergaserbränden im Vergaser liegen, lassen sie sich sicherlich vermeiden. Am gefährlichsten sind jedoch Vergaserbrände, deren Ursache Unterbrechung der Brennstoffzufuhr infolge Leitungsbruch ist. Grundsätzlich zu vermeiden sind diese Gefahren nur durch unmittelbare Einspritzung des Brennstoffes in den Arbeitszylinder. Die von Prof. Junkers bei seinem Zweitakt-Großflugmotor verwendete Hochdruckeinspritzpumpe stellt eine brauchbare Lösung für die Einspritzung und Zerstäubung des Brennstoffes innerhalb des Arbeitszylinders dar. Eine weitere Lösung der unmittelbaren Einspritzung ist dem Ing. Mädler gelungen. Die unmittelbare Einspritzung des Brennstoffes wird noch eine große Zukunft haben und bringt noch andere bedeutende Vorteile.

Die während des Krieges vielfach aufgetretenen Zündkerzenschwierigkeiten sind eine Folge teils der großen Materialschwierigkeiten, teils ungenügender Kühlung. Unmittelbare Einspritzung des Brennstoffes bringt auch hier wesentliche Besserung, da die Verbrennungstemperatur geringer ist. Das Anlassen sowie das Wiederingangsetzen eines während des

Fluges stehengebliebenen Motors ist ebenfalls viel leichter als bei Vergasermaschinen.

Die Zündapparate sind ebenfalls noch verbesserungsfähig; so muß die Überanstrengung der Unterbrechereinrichtungen vermieden werden, statt eines Unterbrechers sind zweckmäßiger deren zwei oder drei anzuordnen. Vielleicht wird auch eine elektrische Zentrale für die Bedürfnisse des Flugzeuges in Zukunft die Zündstromversorgung mit übernehmen, wie in der Zündung des Liberty-Motors Anfänge zu dieser Lösung zu erblicken sind.

Sämtliche Maßnahmen zur Erhöhung des Betriebssicherheits bringen auch gleichzeitig eine Erhöhung der Lebensdauer mit sich. Sehr wesentlich wird jedoch sein, daß bei der Konstruktion Wert darauf gelegt wird, sämtliche dem Verschleiß unterworfenen Teile möglichst leicht auswechseln zu können.

Der Betriebsstoffverbrauch unserer heutigen Flugmotoren ist bereits gegenüber anderen Verbrennungsmotoren sehr wirtschaftlich. Der geringste Brennstoffverbrauch wird bei überbemessenen und überverdichteten Motoren erzielt. 180 bis 185 g/PS-St. l sind ohne weiteres erreichbar. An Zahlenbeispielen weist der Vortragende nach, daß für Verkehrsflugzeuge, auch wenn außerordentliche Flughöhen nicht gefordert werden, der überbemessene und überverdichtete Motor dem Normalmotor überlegen ist, namentlich im Überseeverkehr.

Weiter weist der Vortragende durch Zahlenbeispiel die Möglichkeit des Ozeanüberfliegens nach. Die Rechnung ist durchgeführt für die Flugstrecke Deutschland—Spanien, Azoren—Amerika mit Zwischenlandung in Spanien und auf den Azoren mit einer größten Flugstrecke von 2200 km.

Bezüglich der Entwicklung neuer Bauformen läßt sich zurzeit schwer sagen, ob die heutige Bauart der Flugmotoren zugunsten anderer Zylinderanordnungen weichen wird, jedenfalls muß sie Hand in Hand mit der Entwicklung des Flugzeuges gehen. Wenn der Flugzeugbau die von Herrn Made- lung in seinem Vortrag am Flugtechnischen Sprechabend der Gesellschaft angeregte Bauart des Motors mit hängenden Zylindern vorziehen sollte, so läßt sich diese Anordnung mit den heutigen Mitteln wohl verwirklichen.

Auch die Schaffung von Großmotoren mit über 500 PS Leistung wird eine Forderung des Verkehrsflugwesens sein. Mit einer Zahl von 12 Zylindern lassen sich mit den heutigen Mitteln Leistungen von 600 PS ohne weiteres erzielen. Es sind bereits vielversprechende Versuche gemacht worden, die erwarten lassen, daß die bei erhöhten Zylinderleistungen auftretenden Schwierigkeiten der Kühlung der Ventile und Kolben zu überwinden sind.

Die bisherigen Flugzeuge haben im Verhältnis zu ihrer Motorleistung viel zu geringe Transportleistungen. Man wird danach trachten müssen, für Transportleistungen, wie sie unsere heutigen zu Postflugzeugen beförderten oder degradierten C-Flugzeuge haben, mit viel geringeren Motorleistungen auszukommen, um den Betrieb wirtschaftlich zu gestalten. Daneben verlangt das Privat-Reiseflugzeug oder das Sportflugzeug nach einem leichten modernen Motor von vielleicht 60 bis 75 PS.

In Erwiderung auf den Vortrag Schwager untersucht der zweite Vortragende, Herr Dipl.-Ing. E. Seppeler, Berlin, die Frage, warum trotz des großen Aufwandes von Material, Geld und Arbeit für den kommenden Flugmotor noch sehr viel Wünschenswertes offen steht. Der Grund hierfür ist nicht darin zu suchen, daß wir auf einem verkehrten Wege in der Motorenentwicklung waren, denn unsere Gegner haben sich aus guten Gründen unserer Bauweise angeschlossen. Wenn unsere Gegner trotz der jüngeren Erfahrungen vor uns und viel schneller als unsere maßgebenden Behörden die zur Fortbildung des Flugmotors erforderlichen baulichen Änderungen erkannt und durchgeführt haben, so liegt dies hauptsächlich an unseren militärischen Verhältnissen. Trotz des ausgesprochenen Gegensatzes zu militärischem Denken und trotz der sich hierdurch ihrem Schaffen entgegenstellenden Schwierigkeiten waren unsere Ingenieure rechtzeitig auf dem Posten. In dem Augenblick, wo im Sommer 1915 das Flugzeug für größere Höhen militärische Bedeutung gewann, erfolgte von erfahrener fachmännischer Seite der Vorschlag, Motoren und Vergaser den Höhen anzupassen. Die Auswertung der mit ortstesten Motoren auf größeren Höhenlagen gesammelten Versuchszahlen und die Anwendung der üblichen Motor-

berechnungsform unserer Handbücher ließen es als sicher erscheinen, daß bereits vor 6000 m das halbe Gewicht der damaligen Motoren unnütz in der Luft mitgeschleppt wurde. Das fand aber bei maßgebenden Stellen keinen Glauben. Der Bau des fliegenden Prüfstandes wurde leider durch persönliche Momente unterbunden, und man bildete statt dessen trotz der Warnung erfahrener Prüflingenieure eine Meßnabe aus, die infolge ihrer Empfindlichkeit erst sehr spät herauskam und auch bis heute noch keine befriedigenden Versuche gezeigt hat. Auch die Beibehaltung der überlieferten Prüf- und Abnahmebedingungen führte zu dem Stillstand in unserer Flugmotorentwicklung. Nur unter eigenmächtiger Durchbrechung dieser Prüf- und Abnahmevorschriften gelang es später Maybach, einen kleinen Schritt in der eigentlich selbstverständlichen Zylinderbemessung des Höhenmotors zu tun. Ihm folgten dann die Bayerischen Motorenwerke.

Diese kurzen Hinweise sollen dazu dienen, klarzumachen, daß wir jetzt bei Kriegsende eigentlich erst damit beginnen, den Nutzmotor, sei er nun für drei, vier oder mehr tausend Meter Flughöhe bestimmt, zu entwickeln. Die gewöhnten Abmessungen müssen in vielen Punkten überschritten werden und bieten dann für verschiedene an Raumangel bisher überbeanspruchte Teile, wie z. B. die Lager, bessere Lebensbedingungen. Andererseits stehen auch für die Entwicklung anderer Bauarten die Wege offen.

Für die Erfordernisse des Verkehrsflugzeugmotors muß zunächst alles, was der Krieg an Einsicht und Entwicklungsarbeiten einzelner in der Öffentlichkeit oder im verborgenen Winkel gebracht hat, einer Sichtung und einem praktischen Vergleich unterzogen werden. Hierzu sind geeignete Prüfeinrichtungen notwendig, vor allem aber der fliegende Prüfstand, der nach Ansicht des Redners gegenüber der empfindlichen Meßnabe den unbedingten Vorzug verdient. Erst nach gründlicher Durchbildung der Motoren im fliegenden Prüfstand können Prüfeinrichtungen am Boden, insbesondere Unterdruckstände als Hilfsmittel für Reihenprüfungen mit Erfolg benutzt werden.

Wenn auch heute infolge des unklaren Entwicklungsweges der Verkehrsflugzeuge bestimmte Anforderungen bezüglich der Eigenschaft und Abmessung der Motoren nicht gestellt werden können, so ist dies durchaus kein Grund, müßig zu sein. Wir müssen vielmehr mit aller Wucht zur Prüfung und Entwicklung unentschiedener motorischer Einzelfragen auffordern, z. B. überhängende Zylinder, Einspritzung statt offener Vergaser, Luft-, Strich- oder Ölkühlung für Kolben, Schubstange und Kurbelwelle und andere mehr. Bei all den Prüfungen darf aber als Hauptsache nicht übersehen werden, die Beratung der Wettbewerber und die Durchführung der Versuche nicht einer Kommission, sondern einem mitschaffenden produktiven und in der rauhen Wirklichkeit geläuterten Kopfe zu übertragen.

Redner bringt sodann Er widerungen und Ergänzungen zu Einzelheiten des Vortrages Schwager. So weist er namentlich auf die Notwendigkeit hin, Sand und auch die in gleicher Weise schmirgelnde Ölkohle mehr wie bisher von den umlaufenden Teilen durch Anwendung wirksamerer ÖlfILTER fernzuhalten.

Zwischen das immer schwingende Zahnrad der Kurbelwelle und der sehr gleichmäßig sich drehenden Luftschraube muß ein nachgiebiges Organ eingeschaltet werden, da sonst ein Überschreiten der errechenbaren Zahndrücke um ein Vielfaches eintritt. Am besten wird das Getriebe nach hinten verlegt und die Drehkraft vom großen Zahnrad aus durch eine federnde, über den ganzen Motor nach vorn reichende Hohlwelle auf die Luftschraube übertragen.

Redner fordert zum Schluß die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt auf, von sich aus für die Schaffung geeigneter Prüfeinrichtungen einzutreten, maßgebende Stellen für die Abhaltung von Vergleichsprüfungen und kleinen Wettbewerben zu gewinnen, die jetzt schlummernde Schaffensfreude vieler zu erwecken und so der Allgemeinheit und vor allem unserer sonst bald notleidenden Motorenindustrie zu nutzen.

Wenn in den beiden Vorträgen eingehend eine Reihe von Konstruktionseinzelheiten im zukünftigen Motorenbau behandelt wurden, so wird in der Diskussion die Notwendigkeit hervorgehoben, zunächst die allgemeinen Anforderungen klar-

zustellen, die an Motoren für Luftverkehrszwecke zu stellen sein werden.

Fragen über die notwendige Höhenleistung der Verkehrsflugzeuge, Flugdauer und andere müssen zunächst zweifelsfrei beantwortet werden können. Die an die Leistung eines Verkehrsflugzeuges zu stellenden Anforderungen sind abhängig von dem besonderen Zweck, dem das Verkehrsflugzeug zu dienen haben wird. Nach diesem können drei Hauptgruppen von Verkehrsflugzeugen unterschieden werden:

1. das leichte Sportflugzeug für 1 bis 2 Personen,
2. die Luftkutsche für 2 bis 3 Personen und Güterbeförderung in beschränktem Maße und
3. der Luftomnibus für Beförderung einer größeren Personenzahl und großer Güter.

Jede dieser Klassen erfordert ihre besonderen Motoren. Das Sportflugzeug wird einen leichten, billigen Motor, vielleicht einen luftgekühlten Rotationsmotor von höchstens 100 PS brauchen, für die Luftkutsche ist der im Kriege gebaute Motor verwendbar bzw. weiterzubilden, während der Luftomnibus voraussichtlich den Bau starkerer Motoren notwendig machen wird.

Während in Deutschland an Kriegsmotoren große Bestände vorhanden sind, die zunächst aufgebraucht werden müssen, verlangen die Motoren für das Sportflugzeug und für den Luftomnibus durchaus neue Bauformen.

In der Ausbildung neuer Bauformen liegt für den Motorenbauer eine gewisse Aussicht, sich in abschbarer Zeit wieder praktisch betätigen zu können und unsere Produktion auf den Weltmarkt zu bringen.

Heute hat auch das Ausland diese zwei Motorenklassen noch nicht, die daher im Gegensatz zu dem bisher gebauten Motor absatzfähig sein werden.

Wenn heute in Deutschland an der Weiterentwicklung der Motoren nicht gearbeitet wird, so liegt das hauptsächlich mit daran, daß die Motorenindustrie durch den Abbau der Kriegsproduktion überlastet ist. Die Flugzeugindustrie in Deutschland muß mit einem Stillstand von ein bis zwei Jahren rechnen, während sich z. B. die amerikanische Flugzeugindustrie weiter entwickeln wird.

Nach Klärung der politischen Verhältnisse wird jedoch die Entwicklung der Motoren von neuem beginnen, dann werden die Wettbewerbe das einzige Mittel sein, die Erfahrungen der einzelnen Firmen zusammenzufassen. Hier erwächst der Wissenschaftlichen Gesellschaft die Aufgabe, alle auf dem Gebiete des Luftfahrzeugbaues tätigen Kräfte nach Möglichkeit rationell auszuwerten und zu verhindern, daß an verschiedenen Stellen Parallelarbeit geleistet wird.

Die Hauptschwierigkeit liegt auch hier wieder im Stellen der richtigen Aufgaben, für die der Konstrukteur die richtige Lösung zu finden haben wird. Für die Ausarbeitung dieser Aufgaben erscheint eine Kommission nicht geeignet, da die Arbeit einer solchen mehr auf kritischem Gebiet als auf schaffendem liegt. Hier ist vielmehr das amerikanische Prinzip nachahmenswert, das derartige Aufgaben in den Händen einiger weniger Männer legt und diesen die nötigen Geldmittel in ausreichendem Maße zur Verfügung stellt. So muß für die Schaffung von Verkehrsflugzeugen die Zusammenarbeit eines Flugzeugkonstruktors, eines Motorkonstruktors und eines Fliegers erzielt werden.

An der Diskussion beteiligten sich insbesondere die Herren: Major Prof. von Parseval, Prof. Bendemann, Dr. Hoff, Dr. Schmid, Direktor Wolf, Oberleutnant Madelung, Direktor Hiehle, Zivilingenieur Vorreiter.

Ein neuartiges See-R-Flugzeug.

Von Ingenieur R. Zschach, Hannover.

Um die Zukunft unserer Luftfahrt sicherzustellen und ihre Zweckmäßigkeit sinnfällig zu machen, gebräuchen wir Flugzeuge mit höchstmöglicher Betriebssicherheit. Dieser Hauptforderung schließen sich erst alle anderen Fragen, wie etwa nach Betriebskosten u. a. an.

Es ist eine allbekannte Tatsache, daß die gefährlichsten Augenblicke des Fliegens das Abfliegen (Starten) und vor allem das Landen sind. Die Ursache dazu bildet der feste

Boden, der dem Landflugzeug bei Bewegungen dicht über der Erde wohl immer eine gewisse Gefahr bringen wird. Soweit die landschaftlichen Verhältnisse günstig sind, ist der Betrieb mit Wasserflugzeugen in diesen Punkten viel gefahrloser. Diese Behauptung ist auch dann noch zutreffend, wenn man die größere Sturmhäufigkeit der Küstengegenden und über der See mit berücksichtigt. Die Ansicht vieler Fachleute, daß für den Personenverkehr die Verwendung von Seeflugzeugen die meisten Aussichten auf Erfolg bietet, beweist das Gesagte. Erwähnt sei noch, daß gerade dieser Maschinenart noch viele Entwicklungsmöglichkeiten zugesprochen werden müssen.

Bis jetzt teilen sich die Seeflugzeuge in zwei Hauptgruppen. Das Schwimmflugzeug und das Flugboot stehen sich als Konkurrenten gegenüber. Jedenfalls steht fest, daß beide Maschinentypen noch nicht in der Lage sind, allen Anforderungen zu genügen. Das Ziel ist weiter gesteckt. Um ihm näher zu kommen, schlage ich eine gewisse Kombination beider Arten vor. Nebenbei sei erwähnt, daß, bis auf noch zu untersuchende Nebenumstände, die Flugsicherheit der Maschinen mit ihrer Größe wächst. Schon deshalb ist anzunehmen, daß sich der Personenverkehr der Zukunft mit Hilfe von großen Flugzeugen abwickeln wird. Dem erwähnten Gedanken entspricht das nachstehende Projekt. Es war im Sinne unserer Kriegsinteressen entworfen und mag nun auch hier in diesem Kleide der Öffentlichkeit gebracht werden. Eine beigelegte Skizze zeigt den Umbau zum Verkehrsflugzeug. Durch diesen Umbau werden irgendwelche Änderungen des Systems an sich nicht vorgenommen.

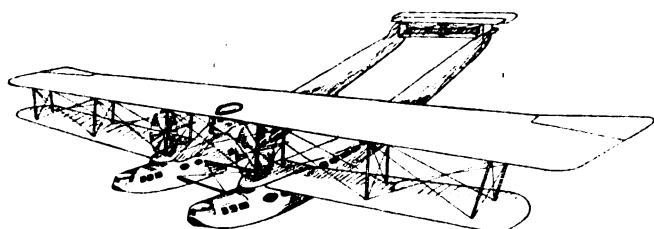


Fig. 1. Passagier-Flugzeug.

Wie aus der Zeichnung ersichtlich ist, baut sich die Maschine auf zwei nebeneinanderliegenden Schwimmerkörpern auf. Sie sind durch einen Laufgang, der sich an seiner höchsten Stelle zu einem Raum erweitert, miteinander verbunden. Dadurch ist der Verkehr zwischen den beiden Booten sichergestellt. Die Erweiterung des Laufganges bildet den Sitz für die beiden Steuerleute und gegebenenfalls einen Navigationsoffizier. Für das Kriegsflugzeug sind darin noch ca. 800 kg Bomben untergebracht. In den Booten sind, gegen alle anderen Räume schalldicht verschottet, die Antriebsmaschinen von zusammen etwa 1100 PS mit allen dazugehörigen Nebeneinrichtungen, wie Benzintanks, Ölbehälter, Lichtmaschinen usw., eingebaut. Die Motoren übertragen ihre Leistung mit Hilfe von Kegellradgetrieben auf die Propeller. Die in der Zeichnung angegebene Anordnung soll nur eine ungefähre sein, weil die Verwendung von Zwischengetrieben für große Leistungen in der nächsten Zeit noch manchen Wandlungen unterworfen sein wird. An Stelle der einen Luftschraube für zwei Motoren können zwei, also für jeden Motor eine Schraube treten. Vorteilhaft ist aber, die Propeller über den Maschinenräumen laufen zu lassen. Im Falle eines Bruches eines derselben sind die Mitreisenden nicht direkt gefährdet. Alle anderen Räume in den Booten sind für Passagiere frei. Diese haben im Mindestfalle eine Gesamtbodenfläche von 25 m². Wenn man für eine sitzende Person 0,5 m² Fläche rechnet, lassen sich bei normaler Besetzung und bequemer Sitzgelegenheit 50 Mitreisende unterbringen. 2 Maschinisten, 2 Steuerleute und 1 Offizier hinzugerechnet, ergibt die Personenzahl 55, was einem Gewicht von 4100 kg entspricht. Als Höchstnutzlast können bei gutem Wetter und Herabsetzung der Betriebssicherheit etwa 7500 kg befördert werden.

Die zwei Schwimmerkörper bauen sich nach hinten aus und tragen die Schwanzflächen, die genau wie die Steuerflächen normaler Flugzeuge wirken. Dämpfungsflossen nebst Höhen-

rudern und die Kielflossen sind doppelt, die Seitenruder dagegen dreifach ausgebildet. Um Schwerpunktsänderungen, die durch ungleiche Verteilung der Nutzlast entstehen können, auszugleichen, ist die obere Dämpfungsflosse vom Führerstand aus verstellbar. Alle Steuerflächen sind so ausgeglichen, daß an den Bedienungshebeln ein schwacher Steuerdruck zu fühlen ist und diese bei normalem Wetter bequem durch einen Führer gehandhabt werden können.

Die Flügel sind ein wenig gestaffelt. Sie haben ein Areal von 350 m² und sind, wie bei normalen Maschinen, aus je zwei Längsholmen und einer entsprechenden Anzahl formgebender Rippen aufgebaut. Die Anordnung der Stiele ist aus der Zeichnung leicht ersichtlich.

Besonderer Erwähnung bedarf die Frage nach der Festigkeit der Verbindung der beiden Boote. Dafür scheinen zwei Wege gangbar. Denkbar ist, jeden der beiden Schwimmerkörper möglichst elastisch an der Tragzelle zu befestigen und von vornherein auf eine starre Verbindung zu verzichten. Sicherer erscheint jedoch einen Verband herzustellen, der das Vergabeln der Boote gut verhindert. Dieser Forderung kommt die ganze Konstruktion entgegen. Die beiden Innenstiele, welche die Propellerspindeln tragen, sind mit den Booten starr verbunden. Sie stellen gleichzeitig eine sehr feste Zellenverstrebung dar. Sind die Distanzrohre zwischen den Booten sowie die Oberflügelholme im Mittelfeld genügend stark, so läßt sich das ganze System so verspannen, daß man es annähernd als festen Körper ansehen kann. Die noch verbleibende Elastizität gibt dem ganzen System eine gesunde Abfederung. Derartige Zustände führt man in dem bedeutend älteren und wissenschaftlich gut fundierten Schiffbau oft absichtlich herbei, um auf zähe und widerstandsfähige Konstruktionen zu kommen. Die Schwanzflächen sind so miteinander verspannt, daß sie zusammen ebenfalls als fester Körper gedacht werden können. Mit diesem Körper fest verbunden, gleichsam in ihm eingespannt, sind die Achtersteven der Boote. Dadurch geben die Schwanzflächen den Bootsenden eine Widerstandsfähigkeit gegen Vergabeln, die der doppelten Verdrehungsfestigkeit eines Bootes gleichgesetzt werden muß. Es ist sicher, daß an einem derartig langen Hebelarm auf diese Weise der vorderen Einspannstelle der Boote eine größere Kraft abgenommen werden kann. Die zahlenmäßige Erfassung der Falles, soweit das möglich ist, ergibt, daß sich keine wesentliche Verstärkung der bei ähnlichen normalen Flugzeugen üblichen Flügelholmabmessungen nötig macht. Dies ist gleichzeitig ein Maß für alle sonstigen Gewichtsauflagen.

In folgendem seien noch verschiedene Vorteile der Konstruktion im Vergleich zu bekannten Systemen aufgeführt:

Der Rumpf (vgl. Schwimmflugzeuge) wird mit in die beiden Schwimmer verlegt. Dadurch wird ein Teil des Rumpfgewichtes und das Fahrgestell gespart. Ferner wird die Reserveverdrängung der Schwimmer vergrößert. Der Schwerpunkt der Maschine rückt näher an die CWL. Dadurch wird die metazentrische Höhe vergrößert, d. h. die Schwimmstabilität erhöht.

Die beiden Hilfsschwimmer (Flugboot) fallen weg. Es sind die Vorteile des Schwimmerflugzeuges und die des Flugbootes gleichzeitig erhalten.

Im Armierungsfalle läßt die Maschine ideale Schußfelder zu. Die Waffen sind gut verteilt. Gegenüber anderen bisher bekannten Flugzeugen sind große Passagierräume vorhanden, die sich mit allen Bequemlichkeiten ausrüsten lassen. Hierher gehören Heiz- und Leuchtkörper, für lange Flüge auch Schlafgelegenheiten, Klosets, sowie alle Einrichtungen, die der verwöhnte Reisende für notwendig hält.

Die Maschinenanlage und die Boote stehen während des Betriebes unter Kontrolle. Es können, unter Umständen im Fluge umfangreiche Reparaturen vorgenommen werden.

Die Propeller sind über den Booten angeordnet und so gegen schwereres Spritzwasser geschützt.

Der Kommandeur, die Steuerleute und die Passagiere sitzen den Maschinengeräuschen entrückt. Das Steuerhaus bietet den Bedienungsmannschaften Schutz gegen Witterungseinflüsse. Es enthält alle notwendigen Navigationsinstrumente und ist von größeren Stahl- und Eisenteilen reichlich entfernt. Von hier ist das ganze Flugzeug leicht zu übersehen. Die Führer behalten also viel leichter das Gefühl für die Lage der Maschine.

Im Gegensatz zum Schwimmerflugzeug und zum Flugboot mit außerhalb gelagertem Motor ist der Luftwiderstand geringer. Daraus ergibt sich eine günstige Beeinflussung der Geschwindigkeit, die überschläglich gerechnet etwa 128 bis 140 kmh im Horizontalflug betragen wird. Normale Luftverhältnisse vorausgesetzt, läßt sich das Steigvermögen so einschätzen, daß die Steigkurve in dem in Fig. 2 eingezeichneten

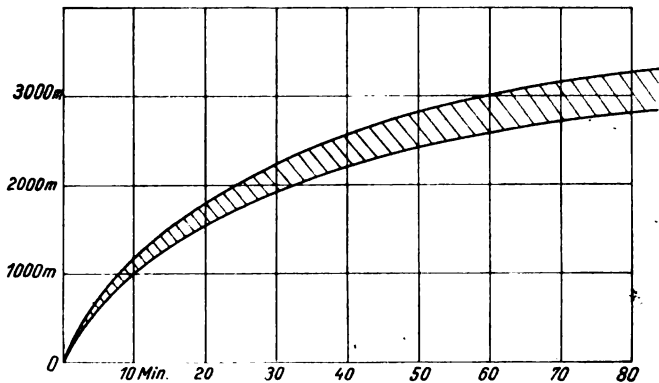


Fig. 2. Steigkurve.

	Militär- ma- chine kg	Passagier- Flugzeug kg	Militär- maschine %	Passagier- Flugzeug %
Boote	1 200	1 300	10,00	10,84
Motorenanlage	1 770	1 770	14,65	14,75
Kommando-boote . . .	210	210	1,74	1,75
Elektrische Maschinen .	160	160	1,33	1,33
Kühleranlage und Kr. .	200	200	1,65	1,66
Getriebeteile	700	700	5,72	5,83
Flügel	1 950	1 950	16,14	16,25
Schwanzflächen	165	165	1,26	1,37
Brennstoffe	3 000	585	25,0	4,87
Besatzung	810	375	6,64	3,13
Bewaffnung	1 105	—	9,10	—
Passagiere	—	4 100	—	34,15
Gepäck oder sonstiges	730	485	6,77	4,04
Maschine soll	12 000	12 000	100,00	100,00

Felde untergebracht werden kann. Wie aus beiliegender Tabelle ersichtlich ist, beträgt das Gesamtgewicht des Flugzeuges 12 000 kg. Dieser Wert ist allen Berechnungen zugrunde gelegt. Hieraus ergibt sich die Flächenbelastung mit ca. 34,3 kg/m², die Motorbelastung mit 10,9 kg/PS und eine Leistung von 3,14 PS pro m Tragfläche.

Besatzungsfähige Modellflugzeuge.

Von Dipl.-Ing. L. Maurer, Oberingenieur der Aviatik.

Nach dem jetzt beendeten Kriege wird die Flugzeugindustrie zweifellos in dem sich bald einstellenden Luftverkehr ein Betätigungsfeld finden, um die während des Krieges in so reichem Maße gesammelten Erfahrungen nutzbringend zu verwerten und weiter auszubauen. In optimistischer Weise vorausblickend, werden wir annehmen dürfen, daß neben Flugzeugen für Überland-Postverbindungen auch die Riesen-Verkehrsflugzeuge ihren Einzug halten werden. Bevor man vom Entwurf zur Ausführung derartiger größerer Flugzeuge schreitet, wird man sich über den Erfolg derselben nach Möglichkeit vergewissern wollen, denn es handelt sich um Millionenprojekte, wobei Fehlgriße teuer zu stehen kommen. Die Beurteilung, besonders der aerodynamischen Frage, wird sich auf die Ergebnisse von Modellversuchen stützen müssen. In Heft 17/18, Jahrg. 1917, dieser Zeitschrift hat Dr.-Ing. H. G. Bader in seiner »Theorie der Flugzeugmodelle« gezeigt, daß für Festigkeits- und Stabilitätsuntersuchungen Modellversuche möglich und unbegrenzt auswertbar sind.

Trotzdem werden heute »Kanal«-Versuche recht oft noch skeptisch bewertet, vermutlich aus mangelnder Beherrschung der in Frage kommenden Materie. Es wird teilweise ernsthaft vorgeschlagen¹⁾, sich nicht mit Versuchen im Luftkanal zu begnügen, sondern, »um der Wirklichkeit näher zu kommen«, ein flug- und besatzungsfähiges Modellflugzeug zu bauen, um neben Leistungs- und Festigkeitsuntersuchungen vor allem gerade Versuche hinsichtlich Flugeigenschaften und ev. Schwingungserscheinungen vornehmen zu können. Wie weit jedoch der Bau derartiger Modellflugzeuge als zweckmäßig erscheint oder praktisch überhaupt möglich ist, soll im folgenden an Hand eines Beispiels klargestellt werden. Die jeweilige Gestaltung des Modells, wie diese für die Untersuchung der einzelnen Aufgaben erforderlich wird, erfolgt gemäß den in angegebener Abhandlung von Dr.-Ing. Bader angegebenen Gesetzen.

Im gewählten Beispiel handelt es sich um eines der einleitend erwähnten großen Verkehrsflugzeuge, dessen nachstehende Daten einem bei der Automobil- und Aviatik-A.-G. in Ausarbeitung befindlichen Projekt entnommen sind und somit realen Verhältnissen entsprechen:

Leistung: 4 Motoren zu insgesamt $N = 2600$ PS (in zentraler Anordnung mit Untersetzungsgetrieben auf 4 Propeller).

Flügelgröße: $F = 570$ m² bei 50 bis 55 m Spannweite in Dreideckeranordnung

Gesamtgewicht: $G = 22000$ kg.

Die Ausführung eines flug- und besatzungsfähigen Modellflugzeuges müßte etwa im Maßstab $L = 1/4$ erfolgen, womit sich eine Spannweite von 12 : 14 m erforderlich machte, die der üblichen Bauart eines doppelstzigen Flugzeuges nahekommt und damit für beabsichtigte Versuchszwecke geeignet wäre.

A. Leistungsversuche.

Die Leistung des Flugzeuges wird ausgedrückt durch dessen Steigzeit oder Gipfelhöhe und Geschwindigkeit (letztere errechnet sich bei zugrunde gelegter Steigzeit und kann nicht ebenfalls noch vorgeschrieben werden, da nur eine Leistungsforderung zu einem absoluten Maximum gebracht werden kann). Steigzeit und Gipfelhöhe stehen in Abhängigkeit voneinander durch die Gipfelhöhen- und Steigzeitengleichung, welche in funktioneller Form lauten:

$$\text{Gipfelhöhe: } z_g = f \left(N_I; F_I; \frac{c_a^3}{(c_w + c_w)^2} \right)$$

$$\text{Steigzeit: } t_z = f(N_I; z_g)$$

Wird demnach die Einheitsbelastung der Leistung $N_I = \frac{G}{N}$ und der Flügel $F_I = \frac{G}{F}$ beim Modellflugzeug ebenso groß gemacht wie bei der beabsichtigten Ausführung, so wird das Modellflugzeug (gleiche Flügelprofile vorausgesetzt) »annähernd« dieselbe Leistung, d. h. Steigzeit (Gipfelhöhe) und Geschwindigkeit erzielen.

Beabsichtigte Ausführung: Modellflugzeug ($L = 1/4$)

$$G = 22000 \text{ kg} \quad GL^2 = 1375 \text{ kg}$$

$$F = 570 \text{ m}^2 \quad \text{verlangt: } \frac{G}{F} = 35 \text{ kg/m}^2$$

$$N = 2600 \text{ PS}$$

$$F_I = \frac{G}{F} = 35,0 \text{ kg/m}^2 \quad \text{und} \quad \frac{G}{N} = 8,47 \text{ kg/PS}$$

$$N_I = \frac{G}{N} = 8,47 \text{ kg/PS} \text{ muß werden: } F = 39,3 \text{ m}^2$$

$$N = 162,5 \text{ PS.}$$

Ein Flugzeug mit $G = 1400$ kg, $F = 40$ m², $N = 165$ PS entspricht realen Verhältnissen und könnte gebaut werden. Dreierlei Umstände bedingen jedoch, daß trotz angestrebter gleicher Einheitsbelastungen und gleichem Flügelprofil nur annähernd die gleichen Leistungen wie bei der beabsichtigten Ausführung erzielt werden und identische Rückschlüsse auf das Original nicht möglich sind.

¹⁾ u. a. von der Idflz., die vor Ausführung eines von der A. u. A. G. konstruierten mehrmotorigen R-Flugzeuges empfahl, ein Versuchsflugzeug (besatzungsfähiges Modellflugzeug) mit einem Motor herzustellen, um damit Festigkeitsversuche, Leistungs- und Flugeigenschafts-Versuche etc. vorzunehmen.

1. Es dürfte kaum gelingen, der weiteren Voraussetzung zu genügen, daß die gesamten schädlichen Widerstände des Modellflugzeuges verhältnismäßig gleich groß gemacht werden, wie bei der beabsichtigten Ausführung (d. h. $c_{w_s} = c_{w_g}$); denn es ist eine bekannte Tatsache, daß die schädlichen Widerstände bei R-Flugzeugen relativ geringer werden.

2. Durch geometrisch ähnliche Ausführung der Zelle und des Rumpfes kann es wohl gelingen, die induzierten Widerstände des Modellflugzeuges relativ gleich groß zu machen. Die Profilwiderstände am Modellflugzeug werden jedoch größer ausfallen infolge der kleineren Kennziffer ($v \times t = \text{Geschwindigkeit} \times \text{Flügelteufe}$), was im vorliegenden Fall bei konstanter Geschwindigkeit durch geringere Flügelteufe des Modellflugzeuges bedingt wird. In dem in Betracht kommenden Bereich von Kennwerten liegt hierüber noch kein Versuchsmaterial vor. Es läßt sich vorerst nur sagen, daß der Profilwiderstand in dem bisher erforschten Gebiet (bis etwa $E = 30000$) mit zunehmendem Kennwert annähernd umgekehrt proportional mit der Quadratwurzel des Kennwerts oder langsamer abnimmt!).

3. Motor und Propeller betreffend.

a) Es wird nicht immer zutreffen, die verlangte Größe des Motors für das Modellflugzeug zur Verfügung zu haben. Im vorliegenden Fall leistet der für das Modellflugzeug in Betracht kommende D IIIa- oder Bz IIIa-Motor statt 165 PS — 185 bzw. 195 PS. Die Leistungsbelastung N_f kann also nicht genau eingehalten werden. Es müßte denn sein, daß man das Modellverhältnis L dem gerade vorhandenen Motor anpaßt, was jedoch zu mißlichen Modellmaßstäben führen kann.

b) Selbst wenn die Leistung des Motors für das Modellflugzeug mit der verlangten übereinstimmt, wird es höchstwahrscheinlich nicht zutreffen, daß die Leistungsabnahme (etwa nach $\frac{\gamma_s}{\gamma_o}$)² für beide Motoren (Modell und Ausführung) die gleiche ist. (Unter Umständen ist an Stelle überdimensionierter Motoren im Modellflugzeug für die Motoren im Originalflugzeug ein Gebläse vorgesehen, so daß N konstant zu setzen ist und ein Leistungsvergleich beider Flugzeuge hinfällig wird, sofern man nicht das Modellflugzeug ebenfalls mit Gebläse für den Motor ausrüstet, was jedoch praktisch nicht in Erwägung gezogen werden kann.)

c) Bei der Leistungsbewertung des Modellflugzeuges wird derselbe mechanische Wirkungsgrad $\left(\frac{N \text{ an Luft}}{N \text{ Kurbelwelle}} \right)$ vorausgesetzt wie beim Original. Das wird in den seltensten Fällen zutreffen, da der kleinere Motor des Modellflugzeuges, wenn nicht ohne Getriebe dann mit angebaute Getriebe und anderer Propellerdrehzahl laufen wird als die Motoren des Originalflugzeuges. Letztere werden über besondere Getriebeanordnungen mit normalerweise anderen Untersetzungsverhältnissen und daher anderen Wirkungsgraden arbeiten.

Die vorstehend unter 1., 2. und 3. angegebenen Erwägungen lassen die Möglichkeit oder besser den Wert der Ausführung eines flug- und besatzungsfähigen Modellflugzeuges »zwecks Leistungsprüfung« als recht zweifelhaft erscheinen, da die Umwertung der Leistungsergebnisse des Modellflugzeuges auf diejenigen der Ausführung größtenteils auf anzunehmenden Voraussetzungen sich aufbauen muß.

B. Festigkeitsversuche.

Was hierbei interessiert, ist neben der Bruchfestigkeit selbst die Feststellung der Formänderungen der Flugzeugzelle. Die Beziehung zwischen Längen und Kräften wird demnach bestimmt durch das Elastizitätsmaß und das spezifische Gewicht der bei Modell und Ausführung verwendeten Baustoffe, welche im vorliegenden Falle gleicher Art sein sollen. Da sich unter Berücksichtigung des Eigengewichtes und der Verwendung gleichen Materials eine vollkommene Ähnlichkeit doch nicht erzielen läßt (Begründung u. s.: »Bader« angegebene Arbeit), wird das Modellflugzeug nur geometrisch ähnlich ausgeführt. Dies bedingt zunächst eine Verkleinerung der Gewichte des Modellflugzeuges (entsprechend der Dimension des

spez. Gewichtes kg/m_3) mit der dritten Potenz des Modellmaßstabes. Um jedoch ähnliche Formänderungen zu erzielen, ist es erforderlich (im Hinblick auf die Dimension des Elastizitätsmaßes kg/cm^2), Zusatzgewichte anzubringen, die den Eigengewichten entsprechend richtig zu verteilen sind, in der Größe der Differenz $G \cdot L^2 - GL^3$. Das Gewicht des Modellflugzeuges würde demnach $G \cdot L^3 = 22000 \cdot \left(\frac{1}{4} \right)^3 = \approx 345 \text{ kg}$.

Die Zusatzgewichte $GL^2 - GL^3 = 22000 \cdot \left(\frac{1}{4} \right)^3 - 345 = 1375 - 345 = 1030 \text{ kg}$. — Es erhellt sofort, daß die Ausführung eines Flugzeuges von $G = 345 \text{ kg}$ Gewicht bei $\approx 40 \text{ m}^2$ Fläche und einem 165 PS-Motor unmöglich ist. Der Bau würde nur dadurch möglich, daß man die erforderlichen prozentualen Zusatzgewichte von 1030 kg als »Konstruktionsgewichte« in das Modellflugzeug einführt; denn dann käme es auf 1375 kg Gesamtgewicht, womit der Bau möglich wäre. Damit ist aber die Ähnlichkeit der Formänderungen hinfällig geworden, da die Verteilung der Zusatzgewichte nicht mehr den Eigengewichten proportional erfolgte. Demnach kann ein flugfähiges Modellflugzeug (etwa das zu Leistungsversuchen gebaute) zu Festigkeits- bzw. Deformationsversuchen gleichzeitig nicht verwendet werden, sofern man aus den Ergebnissen eines solchen Versuches Rückschlüsse auf die Originalausführung ziehen will. Vielmehr ist hierzu eine besondere, dann aber nicht mehr flug- und besatzungsfähige Zelle zu bauen.

C. Dynamische Versuche.

1. Schwingungen innerhalb des Systems (Schwingungserscheinungen — Resonanz).

Sind Schwingungserscheinungen (herrührend von ungleichen, mäßigen Explosionen, unausgeglichene Massenkräften, Exzentrizitäten) zu untersuchen, so kann dies an einem Modellflugzeug nur dann geschehen, wenn dasselbe dem Original geometrisch ähnlich mit gleichen Materialien nachgebildet, auch die gleiche Formänderungsfähigkeit besitzt. Die Bedingung hierfür ist im vorhergehenden Abschnitt (B) aufgestellt. Wie sich dort ergab, ist ein flug- und besatzungsfähiges Modellflugzeug mit gleicher Formänderungsfähigkeit wie beim Original nicht ausführbar. Demzufolge können Schwingungserscheinungen obengenannter Art mit dem etwa zu Leistungsversuchen gebauten Modellflugzeug nicht untersucht werden, abgesehen davon, daß die Motordrehzahl fraglichen Modellflugzeuges eine Änderung erfahren müßte. Zur Untersuchung der Resonanz (darauf kommt es an) ist also ebenfalls ein besonders gebautes Flugzeug erforderlich, dessen Gewicht GL^3 beträgt, das jedoch durch den Eigengewichten entsprechend verteilte Zusatzgewichte auf GL^3 gebracht wird. Da das Zeitenverhältnis im Falle dieses dynamischen Modellversuchs $T = \sqrt{L}$ zu setzen ist, so wäre die Drehzahl des Motors (die eine reziproke Zeit ist) oder die zu erteilenden Impulse entsprechend dem Modellverhältnis $L = \frac{1}{4}$ zu verdoppeln.

2. Schwingungen des Systems im Raume (Stabilitätsuntersuchungen — Flugeigenschaften).

Unter — notwendigerweise erfolgreicher — Außerachtlassung der Dimensionalgleichung der Zähigkeit für die Kräfte des Luftwiderstandes sind die Gewichte des Modellflugzeuges proportional der dritten Potenz des Modellmaßstabes gegenüber dem Original zu verkleinern und würden wieder $G \cdot L^3 = 345 \text{ kg}$. Die Leistung für den Antrieb des Modellflugzeuges müßte im Verhältnis der 3,5ten Potenz des Modellmaßstabes

verkleinert werden und würde $N \cdot L^{3,5} = 2600 \cdot \frac{1}{4^{3,5}} = \approx$

20,3 PS. Steigung und Durchmesser der Schraube wären außerdem im Modellmaßstab und die minutliche Drehzahl mit der Wurzel desselben zu verkleinern. Die Einheitsbelastung der Flügel ändert sich mit der Länge und wird

$$\frac{G}{F} = \frac{345}{39,3} = 8,8 \text{ kg/m}^2 \text{ (oder } \left(\frac{G \cdot L^3}{F \cdot L^2} = \frac{G}{F} \cdot L = 35 \cdot \frac{1}{4} = 8,8 \right).$$

Die Leistungsbelastung wird

$$\frac{G}{N} = \frac{345}{20,3} = 17 \text{ kg/PS.}$$

¹⁾ Nach einer Mitteilung von Professor Prandtl.

Es werden also sehr geringe Einheitsflächenbelastungen und sehr große Leistungsbelastungen erforderlich, jedoch derart, daß deren Produkt $\left(\frac{G}{N}\right)^2 \times \left(\frac{G}{F}\right)$ von konstanter und gleicher Größe wie beim Original ist. ($17^2 \times 8,8 = 2350 = 8,5^2 \times 35$.) Somit wurde unter allen in Abschnitt A gemachten Voraussetzungen (insbesondere relativ gleich großer schädlicher Widerstände) die Gipfelhöhenleistung des Modellflugzeuges dieselbe wie beim Original. Die Steigzeiten des Modellflugzeuges würden sich jedoch im Verhältnis der Leistungsbelastungen größer ergeben.

Das oben angegebene Flugzeug mit 345 kg Gesamtgewicht bei einer Flügelgröße von 40 m² und einer Leistung von $N = 20$ PS, das allein zu Stabilitäts- und Flugeigenschaftsuntersuchungen geeignet wäre, muß als Utopie bezeichnet werden. Somit aus dem eingangs erwähnten Modellflugzeug mit 165 PS Leistung, dessen Ausführung möglich ist, auf die »Flugeigenschaften« des Originalflugzeuges schließen zu wollen, ist begreiflicherweise vollständig unzulässig.

Zusammenfassung.

Die Untersuchung über die Zweckmäßigkeit der Ausführung von flug- und besatzungsfähigen Modellflugzeugen führt zu dem Ergebnis, daß es nur möglich ist, ein solches Modellflugzeug zu bauen, was unter bestimmten Voraussetzungen geeignet sein kann, die Leistungen des Originalflugzeuges zu bestimmen.

Dasselbe Modellflugzeug ist nicht verwendbar, um damit Festigkeits- oder gar dynamische Versuche (Schwingungs- und Stabilitätsuntersuchungen) vorzunehmen. Es erweist sich sogar als unmöglich, ein flug- und besatzungsfähiges Modellflugzeug zu diesen Zwecken überhaupt zu bauen.

Da der Leistungs- und Festigkeitsnachweis durch die Rechnung erbracht, jedoch gerade das, was nur im Fluge ausgeführt werden kann — nämlich dynamische —, insbesondere Flugeigenschaftsversuche mittels eines flugfähigen Modellflugzeuges, nicht möglich ist, muß der Bau von flug- und besatzungsfähigen Modellflugzeugen als nutzlos bezeichnet werden.

Der Einfluß der Blaufäule auf die technische Verwendbarkeit des Holzes.

Von Dr.-Ing. J. F. Richter.

Besonders häufig befanden sich im Kriege unter den Holzmassen, welche von den militärischen Rohstoffstellen der Industrie zur Verfügung gestellt wurden, Partien blaufaulen Holzes. Dies hat für die Industrie große Nachteile mit sich gebracht, insofern als die militärischen Abnahmekommissionen besonders in der Flugzeugindustrie sich oft weigerten, die aus diesem Holz hergestellten Konstruktionsteile abzunehmen. Noch heute sind diese und verwandte Industrien mit ausgedehnten Holzlagern, die mehr oder weniger stark angeblaut sind, versehen, so daß eine Klarstellung dieser Angelegenheit von allgemeinem Interesse sein dürfte.

Die Frage wurde von mir an einer Reihe von mikroskopischen Präparaten, welche ich Flugzeughölzern entnommen hatte, eingehend geprüft. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen zusammen mit den Veröffentlichungen Münchs über »Die Blaufäule des Nadelholzes« in der Naturwissenschaftlichen Zeitschrift für Land- und Forstwirtschaft, Jahrgänge 1907 und 1908, sind grundlegend für meine nachfolgenden Ausführungen.

Stellt man einen Querschnitt durch ein angeblautes Holzstück her, so erkennt man bereits im makroskopischen Bild, daß die Bläue sich, dem Lauf der Markstrahlen folgend, im Splintholz ausbreitet. Bei mikroskopischer Untersuchung eines Tangential- oder Radialschnittes erkennt man alsdann leicht, daß der Parasit in Form von braunen Pilzfäden im Holz wuchert. Der Pilz ernährt sich nicht von der Holzsubstanz, sondern von dem Inhalt der Parenchymzellen des Holzes, tritt deshalb auch besonders zahlreich in den Markstrahlen und in den Harzkanälen auf. Die blaue Farbe ist auf die Art der Verteilung der Pilzfäden im Holz zurückzuführen entsprechend der bekannten Erscheinung, daß, wenn ein Körper in einer durchscheinenden Grundmasse fein verteilt ist, seine Eigenfarbe verschwindet und einer anderen Platz macht, die bedingt ist durch die Größe und die Art der Verteilung der Einzelteile des suspendierten Körpers. Es gibt verschiedene Pilzarten, welche die Blaufäule hervorrufen, die verbreitetste ist *Ceratostomella pilifera*. Befallen wird von der Blaufäule vorzugsweise Kiefernholz, aber

auch auf Fichten- und Tannenholz ist sie zu finden. Bestimmte Arten können auch auf Laubhölzern vegetieren.

Befällt der Pilz den ungeschälten Baumstamm, so ist dies mit Leichtigkeit bereits an der Rinde des Stammes festzustellen, da sich diese dann leicht vom Holz löst, ebenso wie auch der Zusammenhang zwischen Korkschicht und Rinde gestört ist. Zum Vorschein kommt dabei eine schwarze, körnige, rußähnliche Fläche, die im wesentlichen aus den verschieden geformten Fruchtkörpern des Pilzes besteht. Die Bedingungen für das Gedeihen des Pilzes sind besonders genau von Münch erforscht worden. Hiernach steht es fest, daß der Pilz nur dann sich auszubreiten vermag, wenn genügend Sauerstoff vorhanden ist. Obgleich der Pilz die Fähigkeit hat, lebende Holzzellen zu töten, so vermag er sich doch nicht im Innern lebensfrischen Holzes auszudehnen, da in diesem der Wassergehalt so groß ist, daß für die zum Leben des Pilzes erforderlichen Luftmengen kein Raum ist. Es bedarf einer Verminderung des Wassergehaltes um mindestens 10%, besser 15%, um günstige Lebensbedingungen für den Pilz zu schaffen. Die Ausdehnung des Pilzes erfolgt dann mit großer Schnelligkeit nach allen Seiten hin, der Fortschritt nach einer Seite in der Längsrichtung beträgt 5 bis 10 mm pro Tag. Je trockener das Holz während des Blaufäulens ist, um so leichter wird die blaue Farbe; bei nassem Holz ist sie dunkelgrau.

Es geht aus dem Vorstehenden hervor, daß die Aufbewahrung im wassersatten Zustand das Holz mit Sicherheit vor dem Blaufäulen schützt. Andererseits wird eine Kiefer, deren Splint bis auf das spezifische Gewicht von 70 bis 80 abgetrocknet ist, bei reichlicher Infektion von der Pheripherie aus in zwei bis drei Wochen durchgeblaut sein.

Die Blaufäule ist in der Regel Parasitismus an gefällttem Holz, nur ausnahmsweise wird sie am stehenden Stamm angetroffen werden, und dies nur dann, wenn besondere Umstände dahin geführt haben, daß das Holz luftreicher ist als bei normaler Lebensfülle. Ist der ganze Holzkörper von den Pilzen durchdrungen, hört ihr Wachstum bald auf; daher bleibt auch die blaue Farbe konstant.

Von großer Wichtigkeit für die technische Verwendung ist nun die Frage, welche Einwirkung die Blaufäule auf die Druckfestigkeit des Holzes hat. Rudeloff stellte in bezug auf diese und auf die Wasseraufnahmefähigkeit fest: »Blaues Splintholz scheint eine geringere Wasseraufnahmefähigkeit und eine um wenig größere Druckfestigkeit zu besitzen als weißes Splintholz.« Die Feststellungen, so unwahrscheinlich sie auch hinsichtlich der Druckfestigkeit waren, wurden von anderer Seite bestätigt. Münch wies dagegen einwandfrei nach: »Es wird weder das spezifische Gewicht noch die Druckfestigkeit durch das Blauwerden verändert.« Er verminderte aber die Bedeutung, welche diese Feststellung für die Praxis haben würde, wesentlich durch den Zusatz: »Das Holz scheint, wenn es sechs Monate der Pilzwirkung ausgesetzt wird, wahrscheinlich durch hinzutretende Pilze, etwas leichter und druckschwächer zu werden.« Dieser Zusatz ist für die technische Verwendung des blaufaulen Holzes von sehr großer Bedeutung. Er läßt es berechtigt erscheinen, wenn man blaufauls Holz beispielsweise im Wasserbau von der Verwendung, als zum Verfall prädisponiert, überhaupt ausschließt, wenn man im Hausbau nur ungern durchgeblaute Ware einbaut. — Meine eigenen Beobachtungen durch das Mikroskop sowohl wie mit Hilfe von Festigkeitsversuchen bestätigen durchaus, daß mit total blauem Holz im Laufe der Zeit Veränderungen in Form von Gewichts- und Festigkeitsminderungen vor sich gehen, die mit Sicherheit auf einsetzende Verfallsvorgänge schließen lassen. Ich habe mich deshalb auch veranlaßt gesehen, seiner Zeit gegen die Verwendung totalblauen Holzes zu konstruktiv wichtigen Teilen wie Flugzeugholme u. dgl. entschieden Stellung zu nehmen, selbst wenn im Einzelfall eine objektive Beweisführung hinsichtlich des Vorhandenseins anderer Fäulnisserreger nicht zu führen war. Es kann nach meinem Dafürhalten angesichts der Möglichkeit eines Todessturzes durch Holmbruch niemand die Verantwortung für die Verwendung solchen offenbar zweitklassigen Materials auf sich nehmen. Holme, die nur angeblaut sind, können, falls nicht zu gleicher Zeit Rotfäule od. dgl. an ihnen auftritt, was ich in verschiedenen Fällen zu beobachten Gelegenheit hatte, unbedenklich verwandt werden.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37b, 3. L. 45729. Knotenpunktverbindung für geschlossene Querschnitte des Leichtträgerbaues. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. A. 13. 10. 17. E. 19. 7. 19.

37b, 3. L. 46261. Gegliederte Leichtträger. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. A. 1. 3. 18.

37f, 8. D. 33766. Tor für Luftschiffhallen oder ähnliche Bauwerke. Josef Dengler, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. Kaiser, Pat.-Anw., Frankfurt a. M. A. 2. 10. 17. E. 19. 7. 19.

- 46c, 2. M. 60817. Schmiervorrichtung für Umlaufmotoren. Motorenfabrik Oberursel A.-G., Oberursel i. T. A. 24. 1. 17.
- 46c, 2. W. 47515. Schmiervorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennisgenstr. 21/22. A. 9. 2. 16. E. 18. 8. 19.
- 46c, 29. K. 63349. Schalldämpfer für Auspufftöpfe an Motoren. *Kondor* Flugzeugwerke G. m. b. H., Essen-Ruhr. A. 16. 11. 16. E. 18. 7. 19.
- 46c, 31. F. 39404. Schalldämpfer für Motoren aller Art, insbesondere Explosionsmotoren. Werner Zorn, Berlin, Kottbuscher Ufer 65. A. 6. 10. 14.
- 46c, 5. D. 32962. Kolben für schnellaufende Motoren. Deutsche Motorenbau-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Marienfelde. A. 14. 10. 16. E. 26. 7. 19.
- 46c, 29. D. 34661. Auspuffvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen. Arno Dietrich, Nürnberg, Fürtherstr. 88. A. 28. 6. 18. E. 26. 7. 19.
- 46b, 2. M. 59983. Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für solche mit sternförmig angeordneten Zylindern. Johannes Meyer, Heidelberg, Hauptstr. 113. A. 1. 8. 16. E. 26. 7. 19.
- 46c, 5. B. 85397. Brennstoffbehälter für tragbare Verbrennungskraftmaschinen mit einer elektrischen Strom erzeugenden Maschine. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. A. 19. 1. 18. 19. 8. 19.
- 46c, 6. K. 59109. Spritzvergaser für Umlaufmotoren mit einer in der hohlen Welle gelagerten Brennstoffdüse. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. A. 5. 6. 14. E. 19. 8. 19.
- 46c, 6. K. 62389. Vergaser für Umlaufmotoren; Zus. z. Anm. K. 59109. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. A. 27. 5. 16. E. 19. 8. 19.
- 46c, 18. B. 85542. Vorrichtung zur Luftkühlung eines aus Verbrennungskraftmaschine und Dynamomaschine bestehenden Maschinensatzes. Robert Bosch Akt.-Ges., Stuttgart. A. 9. 2. 18. E. 19. 8. 19.
- 77h, 15. N. 15725. Abwurf Bombe für Luftfahrzeuge. Neufeldt & Kuhnke, Kiel, Werk Ravensberg. A. 24. 2. 15. E. 27. 4. 1919.
- 77h, 5. H. 73333. Steuerknüppel mit Vorrichtung zum Regeln der Gaszufuhr für Flugzeuge. Hannoversche Waggonfabrik, A.-G., Hannover-Linden. A. 11. 12. 17. E. 13. 5. 19.

Zurücknahme von Anmeldungen.

- a. Die folgenden Anmeldungen sind vom Patentsucher zurückgenommen.

- 46b, Sch. 51401. Steuerung für das im Kolbenboden sitzende, von der Schubstange aus bewegte Einlaßventil bei kreisenden Brennkraftmaschinen. 23. 5. 18.
- 77h, K. 63110. Flugzeug mit kastenförmigem Rumpfkörper. 14. 10. 18.
- 77h, P. 34530. Fallbombe für Luftfahrzeuge mit regelbarem Zündzeitpunkt. 18. 10. 18.
- 77h, B. 83965. Flugzeugkufenbremse. 16. 9. 18.
- 77h, L. 45595. Aufpumpbarer Schwimmer für Flugzeuge. 22. 7. 18.
- 77h, N. 15480. Schwingenflugzeug mit einem oder mehreren Flügelpaaren. 25. 7. 17.
- 77h, S. 48101. Propeller mit hölzernem Flügelblatt und Metallarmen. 3. 10. 18.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

Patenterteilungen.

- 42k, 312653. Aus zwei kommunizierenden Gefäßen mit eingeschlossener Sperrflüssigkeit bestehendes Flüssigkeitsmanometer zum Messen des Druckunterschiedes zweier Gasräume. Atmos-Werkstätten Professor Dr. Georg von dem Borne, Berlin. 18. 7. 14. A. 26290.
- 420, 312500. Staukörper zur Messung von Strömungsgeschwindigkeiten. Siemens & Halske, A.-G., Siemensstadt b. Berlin. 26. 2. 15. S. 43608.
- 420, 312522. Einrichtung zur Messung von Schiffs- und Strömungsgeschwindigkeiten; Zus. z. Pat. 245150. Siemens & Halske, A.-G., Siemensstadt b. Berlin. 4. 2. 15. S. 43502.
- 420, 13. 312762. Geschwindigkeitsmesser. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 20. 1. 17. L. 44938.
- 46c, 312573. Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. 31. 8. 1918. L. 47106.
- 46c, 312574. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motoren-Fabrik, A.-G., Mannheim. 1. 6. 18. B. 86497.
- 46c, 312593. Ausgleichrohr für Flugzeugmotoren. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 23. 12. 17. A. 30032.

- 46c, 312654. Brennstoffzuführungsvorrichtung. Hermann Alber, Duisburg, Poststr. 19. 2. 2. 18. A. 30150.
- 46c, 312655. Ventilkühlung. Nationale Automobil-Gesellschaft Berlin-Oberschöneweide. 4. 5. 18.
- 46a, 9. 312059. Mehrzylindriger Explosionsmotor zum Antrieb für Luftfahrzeuge. Robert Conrad, Berlin, Nürnbergerpl. 5. 23. 11. 13. C. 24117.
- 46b, 1. 311884. Zwangsläufige Ventilsteuerung. Hans Thormeyer, Berlin-Schöneberg. 12. 2. 18. T. 21841.
- 46b, 2. 312060. Steuerung für Explosionskraftmaschinen. Gustav Springwald und Hermann Wald, Düsseldorf. 24. 11. 17. S. 47461.
- 46c, 5. 312001. Kolben für Explosionsmotoren und ähnliche Maschinen. Fa. Adam Opel, Rüsselsheim a. M. 10. 1. 18. O. 10452.
- 46c, 6. 312061. Vergaser für Flugzeugmotoren. Hugo Reik, Wien. 29. 1. 18. R. 45455. Österreich 11. 1. 18.
- 46c, 14. 311972. Vorrichtung zur Ermittlung von Zylindern mit Explosionsstörungen bei Motoren mit kreisenden Zylindern. August Rose, Karl Nägele, Schwerin, und Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 28. 1. 15. R. 41637.
- 46c, 14. 312002. Verteiler für Zündmaschinen. Unionwerk Mea, G. m. b. H., Elektrotechnische Fabrik, Eisenwerk, Feuerbach-Stuttgart. 27. 7. 18. U. 6515.
- 46c, 21. 311973. Kühler für Verbrennungskraftmaschinen. Richard Jungmann, Friedrichshafen a. B., Siegerstr. 41. 14. 4. 18. J. 18691.
- 46c, 9. 311823. Vergaser mit sich drehender Zerstäubungsscheibe. Otto Bandsch, Berlin-Reinickendorf, Wachholderstr. 48. 16. 3. 17. B. 83477.
- 46c, 18. 311782. Luftgekühlter Standmotor mit hintereinander angeordneten Zylindern. August Giencke, Charlottenburg, Rüsternallee 30. 14. 3. 17. G. 44977.
- 46c, 5. 312747. Anschlußleitung für Brennstoffzufuhr von Verbrennungskraftmaschinen. Fa. Gebr. Laderer, Inh. Julius Laderer, Cannstatt. 9. 4. 18. L. 46404.
- 46c, 8. 312748. Luftvorwärmer. Georg Fehrecke, Halberstadt, Lichtwerstr. 5. 20. 11. 17. F. 42534.
- 46c, 14. 312798. Kurzschlußvorrichtung zur Sicherung gegen Vergaserbrände. Dietrich Hemmer, Aschersleben. 24. 5. 11. Sch. 51451.
- 63d, 15. 311571. Luftfederung für Fahrzeuge. Alfred Joël & Cie., Zürich, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 6. 4. 17. J. 18162. Schweiz 27. 3. 17.
- 77h, 5. 312236. Steuerung der Abfeuvorrichtung für Maschinengewehre. Ludwig Kral, Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 20. 7. 17. K. 64477. Österreich 3. 8. 16.
- 77h, 6. 312280. Luftschraubenantrieb für Luftfahrzeuge. Joseph Rees, Anton Rees und Viktoria Rees, Tutzing. 1. 7. 16. R. 43401.
- 77h, 5. 312763. Maschinengewehranordnung auf Flugzeugen. Germania-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Luftschiffhafen. 17. 8. 15. R. 42240.
- 77h, 6. 312681. Antrieb für Doppelschrauben, insbesondere für Flugzeuge. Wilhelm Bäuerle, Karlsruhe i. B., Marienstr. 103. 24. 4. 17. B. 83608.
- 77h, 9. 312682. Insbesondere für Flugzeuge bestimmter, einen selbständigen Körper bildenden Radkranz. Zeppelinwerk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Lindau-Reutin i. B. 28. 12. 17. Z. 10256.
- 77h, 15. 312720. Feuerung für Luftschiffkessel. Dr. Rudolf Wagner, Hamburg, Bismarckstr. 105. 6. 6. 16. W. 47938.
- 77h, 5. 312084. Anordnung von Betriebsmittelbehältern, Kühlern usw. im Tragdeck eines Flugzeuges. Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha. 8. 5. 18. G. 46637.
- 77h, 2. 312460. Kardanische Aufhängung, insbesondere für größere Lasten des Luftfahrzeugbaues. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 13. 9. 17. L. 45627.
- 77h, 5. 312144. Flugmaschine mit verstellbaren Tragflächen. Wilhelm Schneider, Cöln-Klettenberg. 15. 8. 17. Sch. 51789.
- 77h, 5. 312360. Sicherheitsvorrichtung für Flugzeuge. Otto Fantoni, Braunschweig. 7. 2. 18. F. 42793.
- 77h, 5. 312361. Holmbeschlag für Flugzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 26. 3. 18. L. 46346.
- 77h, 5. 312421. Flugzeugrumpfhaut aus Holzplanken. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau. 29. 7. 17. R. 44760.
- 77h, 7. 312422. Tragfläche mit aus Federn bestehendem elastischem Ansatz. Georg Sandt, Charlottenburg, Schloßstr. 4a. 27. 5. 16. S. 45349.
- 77h, 15. 511982. Aufhängevorrichtung für Abwurfgeschosse an Luftfahrzeugen. Kohlbach & Co., G. m. b. H., Leipzig-Lindenau. 22. 6. 17. K. 64331.
- 77h, 312508. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus. F. C. Glaser & Pflaum, Alleinverkauf der Krugg-

schen Feld-, Forst- und Industriebahnen, G. m. b. H., Berlin. 12. 4. 1918. F. 43071.

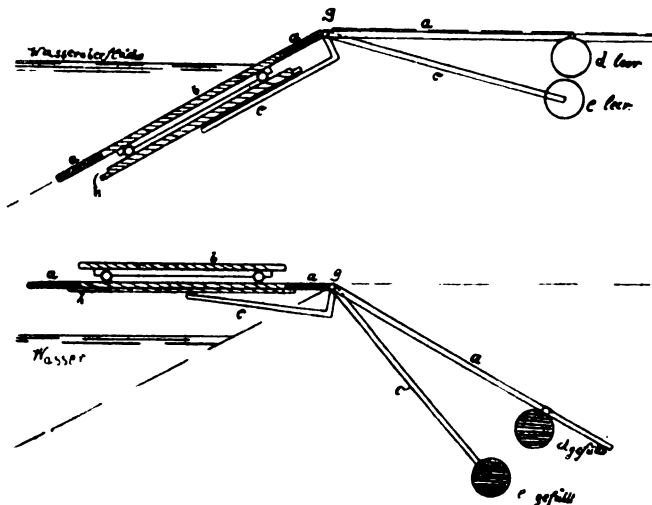
77h. 312530. Hebelsteuerung für Flugzeuge. Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 23. 1. 18. A. 30118.

77h. 312619. Notsteuerung für Flugzeuge. Dr. Karl Henkel, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32. 13. 8. 15. H. 68805.

Auszüge aus den Patentschriften.

310423. Einhol- und Ablaufvorrichtung für Seeflugzeuge. Heinrich Bauer, Karbidwerk Freyung v. W. (Niederbayern). — Um den Punkt *g* ist ein Rahmen *a* mit einer Plattform *h* drehbar gelagert. Die Plattform *h* dient zur Aufnahme eines Wagens *b*, der in eine Ausnehmung des Rahmens *a* hineinpaßt. Die Plattform *h* kann durch einen auf seine Unterseite wirkenden Hebel *c*, der ebenfalls um *g* drehbar ist, aus dem Rahmen *a* herausgehoben werden.

Rahmen *a* und Hebel *c* sind über den Drehpunkt *g* hinaus verlängert und sind an der Verlängerung mit Behältern *d* und *e* verbunden, die mit Wasser gefüllt werden können. An die Stelle



Zu Nr. 310423.

der mit Wasser füllbaren Behälter können auch verschiebbare Gegengewichte treten.

Die Wirkungsweise ist folgende: Nachdem das Flugzeug auf die Oberfläche des Wagens *b* eingelaufen ist, wird durch das Gewicht *d* der Rahmen *a* und hiermit der Wagen *b* mit der darunter befindlichen Plattform *h* und dem Hebelarm *c* bis in die Wagerechte emporgehoben. Dann wird durch Auslösen des Gewichtes *e* der Wagen *b* aus dem Rahmen *a* herausgehoben, bis der obere Teil der Plattform *h* sich in der Aussparung des Rahmens *a* befindet, während der untere verbreiterte Teil von *h* gegen den Rahmen *a* anliegt und das weitere Herausdrücken der Plattform *h* verhindert.

Nun kann der Wagen *b* mit dem darauf stehenden Flugzeug von seinem trockenen Standort aus fortgefahren werden.

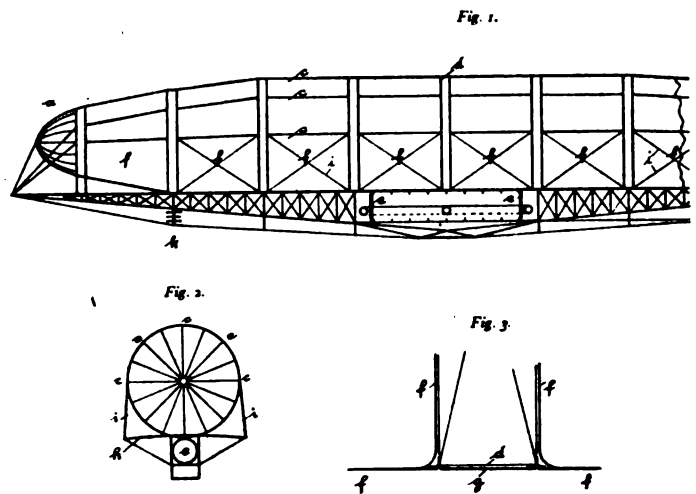
309935. Starres Luftschiff mit als Laufgang ausgebildetem Kiel. Luftschiffsantrieb G. m. b. H. in Berlin. — Das Luftschiff ist dadurch gekennzeichnet, daß die in sich versteiften Querringe mittels wagerechter, am Ende auf dem Kiel befestigter Kabelverspannung in ihrer Stellung gehalten werden.

Durch diese Anordnung, die gesamte Längsversteifung des Luftschiffes in den Kiel zu verlegen, wird eine bedeutende Gewichtsersparnis erzielt. Dadurch wird es möglich, den Kiel so stark auszubilden, daß er die aufzunehmenden Lasten besser als bisher auf die Gaszellen überträgt. Das Kielgerüst kann auch eine dem Luftschiffkörper angepaßte Form haben.

Durch das Fortfallen von Versteifungen des Gerüsts im Innern wird es ermöglicht, daß die zwischen den Querringen befindlichen Gaszellen gleichzeitig die Außenhaut bilden, wodurch eine weitere Gewichtsersparnis erzielt wird.

Die Gaszellen sind so geformt, daß sie den Zwischenraum zwischen je zwei Querringen in der Form des Luftschiffes ausfüllen. Mit den Gashüllen sind seitlich Gurtbänder verbunden, die den Zwischenraum der Querringe abdecken. Diese Gurte werden bei der Füllung verspannt, so daß sich eine glatte Außenhaut bildet. Durch den Fortfall des bisherigen Zwischenraumes zwischen Gashülle und Außenhaut entsteht der weitere Vorteil des geringeren Luftwiderstandes bei der Fahrt bei gleichem Inhalt durch den kleineren Querschnitt des Luftschiffes.

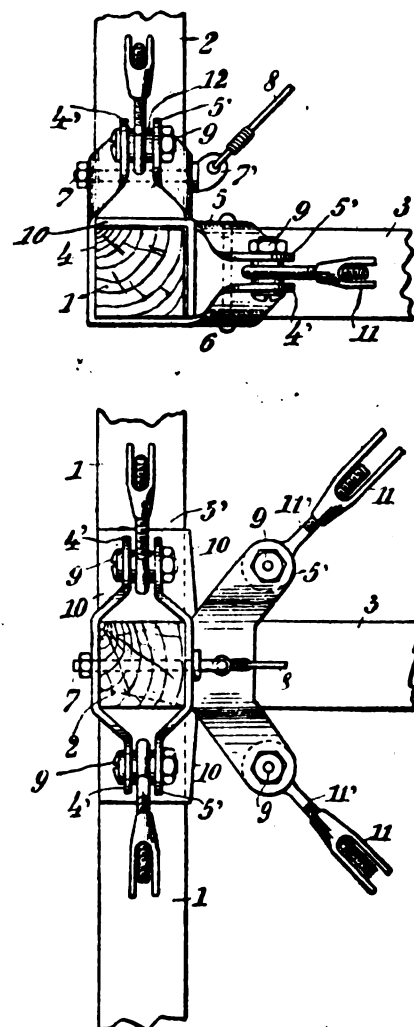
Die Spitze *a* besteht aus gebogenen Versteifungen, welche mit Stoff bezogen sind. Die Spitze erhält also innen eine zweite Gashülle. Das unstarre Ende *b* wird durch breite Gurte *m* am Kiel ge-



Zu Nr. 309935.

halten und erhält ein Luftballonet. Die Kabel *c* halten die in sich versteiften Querringe *d*, welche am Kiel befestigt sind. *i* sind seitliche Versteifungen, falls eine Tragfläche *h* ausgeführt wird, welche von *k* bis *l* reicht. *e* ist der Antrieb, *f* sind die einzelnen Gashüllen, *g* ein Verbindungsstück aus Ballonstoff zur Abdeckung der Querringe.

284349. Ein- oder mehrteilige Schelle zur Verbindung des Flugzeugholmes mit den Querrippen. Jacob Lohner & Co. in Wien. — Die Schließblappen der Schelle umfassen



Zu Nr. 284340.

und klemmen die an den Holm anstoßenden Querrippen an ihrem Ende fest. Auf diese Weise können eine oder mehrere Querrippen mit dem Holm verbunden werden.

Jeder der Schellenteile besteht aus einem Winkelstück 4 bzw. 5, von denen das eine, 4, an der Außenseite und das andere an der Innenseite der Winkelverbindung der Querrippen angebracht ist. Die Schenkel der Winkelstücke, die die Schließklappen der Schelle bilden, enden in je zwei abgekröpfte seitliche Fortsätze 4' bzw. 5', so daß jedes Winkelstück vier Fortsätze besitzt, mittels welcher die beiden Teile der Schelle miteinander verbunden werden. Die beiden Schellenteile sind zweckmäßig noch durch die Querrippen 2, 3 durchsetzende Niet- oder Schraubenbolzen 6, 7 verbunden, welche letztere mit einer Öse 7' zum Festlegen von Spanndrähten 8 versehen sein können. Bei Verbindung der Schellenteile mittels der durch die Löcher der Fortsätze hindurchgesteckten Schraubenbolzen 9 bzw. beim Anziehen der Muttern wird jede Querrippe durch einen Schließklappen des äußeren und einen Schließklappen des inneren Schenkelteiles und der Holm durch die eigentliche Schelle festgehalten, so daß auf diese Weise eine sichere Verbindung aller drei Teile durch eine einzige einfache Schelle erreicht wird. Um den Holm gegen eine etwaige Längsverschiebung zu sichern, ist derselbe zu beiden Seiten der Querrippen mit Anschlägen 10 versehen, zwischen welchen die Querrippen eingreifen und so eine Lageveränderung des Holmes verhindern. Die seitlichen Fortsätze der Schließklappen können zum Festlegen der Spanndrähte verwendet werden, was z. B. in der Weise erfolgen kann, daß die Spannschlösser 11 direkt an die Fortsätze bzw. an deren Verbindungsbolzen 9 angelinkt werden, wobei die Fortsätze durch eine zwischen geschaltete Distanzhülse 12 auseinandergehalten werden können, so daß die Drehmöglichkeit der Spannbolzen gewahrt bleibt. Die Fortsätze sind zweckmäßig gegen die Schließklappen der Schelle seitlich abgekröpft, so daß sie in die Richtung der Spanndrähte zu liegen kommen. Beim Spannen der Drähte werden die Schließklappen 4, 5 infolge der seitlichen Abkröpfung der Fortsätze 4', 5' und der Holm 1 infolge des auf die Schelle ausgeübten Zuges an die Querrippen 2, 3 festgepreßt, wodurch die gegenseitige Lage aller dieser Teile noch mehr gesichert wird.

287070. Vorrichtung zur Ausnutzung des für die Scherschlitze frei gelassenen Raumes als Tragfläche bei Flugzeugen. Gothaer Waggonfabrik Akt.-Ges. in Gotha. — Die Scherschlitze sind mit Abschlußorganen, wie Schieber, Klappen o. dgl., versehen, welche einen vollständigen oder teilweisen Abschluß der Scherschlitze ermöglichen, um die wirksame Tragfläche zu vergrößern und so den Auftrieb zu erhöhen, während im Bedarfsfalle beim Fluge die Abschlußorgane geöffnet werden können, um die Aussicht auf das überflogene Gelände zeitweise oder dauernd wieder freizugeben.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Der Flug der Insekten und der Vögel.

Eine Gegenüberstellung von Reinhard Demoll, o. Professor an der Universität München.

Jena, Verlag von Gustav Fischer 1918.

Es ist lange her, und der heutige Flugzeugtechniker erinnert sich kaum mehr daran, daß einst versucht wurde, den Menschen den Flug durch Nachahmung des Fluges der Insekten und der Vögel zu ermöglichen. Mit einiger Spannung liest man daher das Demoll'sche Buch, um zu sehen, ob der Fortschritt in der Flugzeugtechnik unsere Erkenntnis im Fluge der Insekten und der Vögel vorangebracht habe. Leider hat der Zoologe Demoll seine Abhandlung ohne Berücksichtigung der neueren Forschungen in der Aerodynamik geschrieben. Infolgedessen wurde sein Buch lückenhaft. Manche falsche mechanische Anschauung brachte außerdem tatsächliche Fehler. Es führt im Rahmen einer Bücherbesprechung zu weit, im einzelnen auf diese Dinge einzugehen. Es sei deshalb gestattet, auf einen Aufsatz in den »Naturwissenschaften«, (Verlag Julius Springer), Jahrgang 1919, Heft 10 zu verweisen, in welchem ich zu dem Demoll'schen Buch Stellung genommen habe. Hier sei jedoch hervorgehoben, daß zwei allgemein wichtige Schlüsse aus den Versuchen Demolls, sobald diese flugtechnisch beurteilt werden, gezogen werden können.

Erstens scheinen die Prandtl'schen dimensionslosen Beiwerte für den Auftrieb eines Flügels anwendbar, bis hinunter zu den Insekten, welche danach als Flugzeuge mit geringster Geschwindigkeit (~ 4 m/sec.) und kleinster Flächenbelastung ($\sim 0,8$ kg/m²) betrachtet werden können. Die aus den Demoll'schen Tabellen über Gewicht, Flügelflächeninhalt und Flug-

geschwindigkeit der Insekten entnommenen Angaben ergeben nämlich, in die bekannte Formel

$$A = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_a \cdot v^2$$

eingesetzt c_a -Werte von gleicher Größenordnung, wie sie für die praktisch gebrauchten Flugzeuge in Anwendung sind.

Zweitens läßt sich die Luftströmung um ein flatterndes Insekt weitgehend mit der Strömung um eine Luftschraube zur Deckung bringen. Demoll erforschte mittels feinsten Teilchen von Flaumenfedern die Stromlinien um flatternde Schmetterlinge, welche an ihrem Hinterleib gefesselt waren und stellte fest, daß in der Nähe solcher Tiere eine Luftströmung entsteht, welche von vorn, oben und den Seiten zufließt und sich hinter dem Tier zu einem Strahl zusammenzieht. Dadurch entsteht ein Strömungsbild, das sich mit demjenigen um eine Luftschraube im Stand, wie es beispielsweise im Aufsatz F. Bendemann »Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand«, diese Zeitschr. Jahrg 1918, Heft 1/2, Fig. 1, dargestellt ist, vergleichen läßt.

Da wir wissen, daß die Luftschraube ein fast ideales Mittel ist, um den für ein Luftfahrzeug notwendigen Schub zu erzeugen, dürfen wir aus dieser Übereinstimmung den wertvollen Schluß ziehen, daß die durch Flügelschlag hervorgerufene Wirkung in ihrer Art vollkommen ist.

Wenn einmal die technische Entwicklung das durch Flügelschlag getriebene Flugzeug bringen sollte — was aus anderen technischen Erwägungen heraus unwahrscheinlich ist — wird sie auf diesen Vorgang zurückgreifen können.

Wilh. Hoff.

Handbuch der technisch-wissenschaftlichen und technisch-wirtschaftlichen Vereine und Verbände Deutschlands. Der Deutsche Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine hat sich entschlossen, in jedem Jahr ein Handbuch der technisch-wissenschaftlichen und technisch-wirtschaftlichen Vereine und Verbände herauszugeben. Um einwandfreie Angaben über die einzelnen Vereine bringen zu können, hat der Deutsche Verband an alle die Vereine, deren Anschriften er kennt, einen Fragebogen zur Ausfüllung gesandt. Da aber naturgemäß eine Reihe von technisch-wissenschaftlichen und technisch-wirtschaftlichen Vereinen dem Deutschen Verband unbekannt geblieben sind, richtet er an alle die Vereine und Verbände, denen der Fragebogen nicht zugegangen ist, die Aufforderung, von seiner Geschäftsstelle, Berlin NW. 7, Sommerstraße 4a, einen Fragebogen einzufordern und ihn nach Ausfüllung an den Deutschen Verband zurückzugeben, damit dieser das von ihm beabsichtigte Handbuch möglichst lückenlos herausgeben kann.

Toleranzen, Passungen. Von W. Kühn. Gr.-Okt.-Format mit 29 Abbildungen und 18 Tafeln.

Die Abhandlung über die Herstellung von austauschbaren Massenteilen zeigt die Entwicklung und die Vorteile des Aufbaues der Passungen mit Ausgang von der o-Linie, besonders für den Fall, daß die o-Linie als untere Begrenzung der Bohrung (normale Bohrung als Hauptsystem) angenommen wird. Es ist weiter gezeigt, in welcher Weise eine allgemeine Grundlage für die Passungen sämtlicher Industrien geschaffen werden kann, und es sind sämtliche für den Maschinenbau erforderlichen Passungen, einschließlich der Gewinde, auf dieser Grundlage entwickelt. Die für die verschiedenen Maschinenarten erforderlichen verschiedenen Passungen sind derart in Abhängigkeit gebracht, daß auch untereinander die Austauschbarkeit gewahrt ist und Normalteile, die für den Feinmaschinenbau hergestellt sind, ohne weiteres für den Großmaschinenbau verwendet werden können und im Notfall auch ein Teil des Großmaschinenbaues aushilfsweise in eine Feinmaschine gesteckt werden kann. Auf die Vorteile der Eintragung der Passungen in direktem metrischem Maß, sowie die unbedingte Notwendigkeit einer gewissen Zusammenarbeit zwischen Konstruktionsbureau und Werkstätte wird hingewiesen, und es werden einige wichtige Fingerzeige für die Ausführung von Zeichnungen für austauschbare Massenteile gegeben. Schließlich wird die Anregung gegeben, die Revisionslehren so zu gestalten, daß die damit gemessenen Teile dem Maß der Lehren möglichst nahekommen, und es sind Vorschläge gemacht, in welcher Weise dies erreicht werden kann.

Die gesamten Angaben sind auf praktische Erfahrungen aufgebaut, die im Laufe von nahezu zwei Jahrzehnten im Gerätebau, in der Fabrikation von Feinwerkzeugen und Feinmaschinen, sowie im Klein-, Mittel- und Großmaschinenbau und auch im Werkzeugmaschinenbau in engster Fühlung mit Konstruktionsbureau, Fabrikationsbureau und Werkstätte gesammelt sind.

Die Heimstättenfrage im Lichte der Geschichte. Von Prof. Dr. Eduard Meyer. Berlin 1918, Verlag Bodenreform. Okt. 54 Seiten. Preis M. 1.

In gedrängter Übersicht läßt der bekannte Berliner Historiker in dieser Schrift die Entwicklung der alten Welt vor uns vorüberziehen. Wie konnte es dazu kommen, daß die glänzende Kultur des Altertums, daß Griechenland und Rom so vollständig versanken in allgemeinem Niederbruch? »Die antike Kultur ist an sich selbst zugrunde gegangen. Sie war unfähig, eine Gestaltung des Wirtschaftslebens zu schaffen, welche die dauernde Erhaltung lebenskräftiger Nationen und damit ihren Fortbestand sicherte.« Nochmals mußte von den einfachsten Lebensformen aus der Versuch eines neuen Aufstiegs der Menschheit gemacht werden. Diese Entwicklung steht jetzt in der entscheidenden Krisis. Ein wichtiges Mittel ist nach den Lehren der Geschichte, wie ihr meisterhafter Kenner sie in diesem Werke vorträgt, die Regelung der Heimstättenfrage. So wird das Heft ein Mahnruf an unsere Zeit, der nicht überhört werden sollte.

„Aus Deutschlands Waffenschmiede.“ Mit zahlreichen Bildern und Tafeln von Dr. J. Reichert. Reichsverlag, Berlin-Zehlendorf-West. Gr.-Oktav-Form. Illustrationen. Preis M. 2,50.

Der Verfasser schildert den Weg, den das Eisen von der Erzgrube durch die Schmelz- und Stahlöfen hindurch zum Hammer- und Preßwerk zurückzulegen hat, bis aus dem unscheinbaren Eisenstein die gewaltigsten und doch zugleich die feinsten Kriegsmaschinen gefertigt sind. Es will viel heißen, daß bei Kriegsausbruch die Eisenindustriellen Deutschlands allein über eine ebenso große Leistungsfähigkeit verfügten wie die Industriellen unserer vier mächtigsten Feinde, nämlich England, Frankreich, Italien und Rußland zusammengekommen. Die in langer Friedenszeit gegründeten zahlreichen Werke und ihr großzügiger Ausbau waren die notwendige Voraussetzung für die gewaltigen Leistungen der Eisenindustrie in der Kriegszeit. Leider lagern über dem Zukunftsschicksal der deutschen Eisenindustrie dunkle Wolken, und ernste Sorgen erfüllen die leitenden Köpfe. Es handelt sich um die Sicherstellung der künftigen Rohstoffversorgung und damit um die Erhaltung unserer Industrie.

Die Physik der Verbrennungserscheinungen. Von Dr. H. Mache, o. ö. Professor an der Technischen Hochschule in Wien. Leipzig 1918, Veit & Co. Gr.-Okt. V und 133 S. mit 43 Abb. im Text und auf 2 Tafeln. Preis geh. M. 7,50.

Im Gegensatz zur Chemie des Verbrennungsvorganges hat der Verfasser hier auf Grund zahlreicher eigener und fremder Untersuchungen dessen physikalische Verhältnisse und Erklärungen klar und ausführlich dargestellt.

Der erste Teil handelt von der Verbrennung in Gasen, wobei die Schlußbetrachtungen über die Explosion in geschlossenen,

kugelförmigen Gefäßen die Grundlage für die Vorgänge im Verpuffungsmotor abgeben. Im zweiten Abschnitt werden alsdann die Erscheinungen an festen Körpern, vor allem an Pulvern, bis zur Hauptaufgabe der inneren Ballistik in theoretischen Entwicklungen, Versuchen und Messungen dargestellt.

Von stellenweisen Anständen im einzelnen abgesehen, kann das Buch, das eine Lücke glücklich ausfüllt, warm empfohlen werden. Besondere Erwähnung verdienen die Lichtbilder von Versuchen am Bunsenbrenner. E.

Aufhebung der militärischen Bautenprüfung, Änderungen in der Bewirtschaftung von Baustoffen.

Kriegsministerium, Kriegsamt. Tgb. Nr. A 132 XIV Allg. vom 16. 11. 1918. Durch Verfügung des Reichsamtes für die wirtschaftliche Demobilisation ist die Bautenprüfung der Bautenprüfstellen aufgehoben. Demnach fällt die hauptsächlichste Tätigkeit der Bauabteilungen der Kriegsamtstellen fort. Die Auflösung der Bauabteilungen wird daher in Kürze, spätestens Mitte Dezember, erfolgen.

Für die Eisenbewirtschaftung fallen Freigabeverfahren und Verwendungsverbote ebenfalls fort.

Bestimmungen über Kraftwagen und Kraftwagenbereifung vom 28. 11. 18.

Verordnung über den Erlaß von Strafbestimmungen durch das Reichsamt für die wirtschaftliche Demobilisation vom 27. November 1918.

Anordnung, betreffend ein vereinfachtes Enteignungsverfahren. Verordnung für die Festsetzung neuer Preise für die Weiterarbeit in Kriegsmaterial vom 21. November 1918.

Bekanntmachungen der Reichsbekleidungsstelle.

Berichte der Kriegs-Rohstoffabteilung. Eisen.

Abrüstung des Krieges und Aufbau der Friedenswirtschaft. Ausstellung »Sparsame Baustoffe«, Berlin.

Versteigerung alter Geräte, Zubehörteile usw.

Aufhebung der Wumba-Bewirtschaftung von Werkzeugmaschinen, elektrischen Lokomobilen und landwirtschaftlichen Maschinen.

Rückgabe von Arbeitszeichnungen für Heeresgerät.

Verpflichtung der Arbeitgeber zur Anmeldung des Bedarfes an Arbeitskräften bei einem Arbeitsnachweis.

Entschädigung für Feierschichten.

Weiterbeschäftigung der Kriegsbeschädigten in den Betrieben der Heeresverwaltung.

»Arbeitsnachweiswesen.«

Anordnung über die Regelung der Arbeitszeit gewerblicher Arbeiter.

Überleitung der kriegswirtschaftlichen Frauenarbeit in den Friedenszustand.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

a) Ordentliche Mitglieder.

Ernst Pohlhausen, Flugzeugbau Friedrichshafen, Werft Warnemünde.

Ing. Erich Offermann, Leiter d. techn. Abt. d. Deutschen Luft-Reederei, Charlottenburg. Windscheidstr. 18/II.

Kontreadmiral z. D. Starke, Berlin-Lichterfelde-West, Mühlenstr. 23.

b) Außerordentliche Mitglieder.

Ölmaschinen-Laboratorium der Kgl. Norwegischen Techn. Hochschule in Trondhjem (Norwegen). Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H., Leipzig-Großzschocher.

Daimler-Motoren-Gesellschaft, Werk Sindelfingen.

Benz & Cie., Mannheim.

Regbmstr. Hanns Klemm, Sindelfingen, Bahnhofstraße 148.

2. Adressenänderungen:

Prof. Süring, Meteorologisches Observatorium, Potsdam, Telegrafenberg.

Dr. Ludwig Schiller, Göttingen, Kreuzbergweg 5/I.

Dipl.-Ing. Karl Grulich, Warnemünde, Seeflugzeugversuchskommando.

Ing. Kromer, Leiter der Abt. Luftfahrzeugbau d. Polytechnikums Frankenhäusen a. Kyffh.

Geheimrat Haber, Berlin-Dahlem, Faradayweg 8.

Prof. O. Krell, Berlin-Dahlem, Cronbergerstr. 26.

Julius Wurmbach, Berlin-Dahlem, Pücklerstr. 14.

Ing. Eberhard Schnetzler, Frankfurt a. M.-Eschersheim, Am Kirchberg 2.

Hptm. Geerditz, Charlottenburg, Bismarckstr. 12.

Dipl.-Ing. Albert Simon, Charlottenburg, Gervinusstraße 3/I.

Dr.-Ing. Gehlen, Rotterdam, Schermlaan 61a.

Dr. Arnold Rahtjen, Berlin-Wilmersdorf, Jenaerstraße 17/II.

3. Verstorben:

Leutnant W. Brückmann, Berlin-Wilmersdorf.

4. Reklamationen betreffs unpünktlicher Lieferung der Zeitschrift sind an das zuständige Postamt zu richten. Beim Wohnungswechsel, soweit dieser nicht im Bereich desselben Postamtes vor sich geht, wird die Zeitschrift nicht ohne weiteres nachgesandt, sondern es ist ein hierauf bezüglicher Antrag beim Postamt unter Überweisung von 50 Pf. einzureichen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORGBADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Lieutenant a. D.
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenbergl-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

28. Juni 1919.

Heft 11 und 12.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16 —, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzuweisen ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee“.

INHALT:

Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung. Von A. Pröhl, Hannover. S. 121.

Bemerkung zum Artikel „Zur Störungstheorie des Kreiselpendels“ von R. Grammel. Von H. Boykow. S. 124; Erwiderung von Dr. R. Grammel. S. 125.

Über die Berechnung der Höhenmotoren. Von Dr.-Ing. Weißhaar, Hamburg. S. 125.

Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen. Von Dr.-Ing. Otto Steinitz. S. 127.

Beanspruchung axial gedrückter, durch Einzellasten gebogener Stäbe. Von Dr.-Ing. Karl Arnstein, Friedrichshafen a. B. S. 131.

Potenzen. S. 132.

Bücher-Besprechungen. S. 134.

Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 136.

Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung.

Von A. Pröhl, Hannover.

Erfahrungsgemäß übernimmt die Tragflächenbespannung einen nicht unwesentlichen Teil der Flügelfestigkeit, indem sie der Durchbiegung der Holme und Rippen entgegenwirkt. Besonders ausgeprägt tritt dieser Einfluß hervor im sog. „Belastungsfall C“, der bei nahezu senkrechtem Sturzflug eines Flugzeugs eintritt. Dann reduzieren sich nämlich die Luftkräfte auf den Flügel in der Hauptsache auf den Stirnwiderstand und ein Kräftepaar in einer zu den Tragflächen senkrechten Ebene, das die Flügel stark auf Verdrehung beansprucht, wobei sich der eine Holm nach unten, der andere nach oben durchbiegt. Es wird daher auch zu erwarten sein, daß die Stoffbeanspruchung in solchem Falle eine besonders starke ist; allerdings ist die Belastung infolge der direkten Luftkräfte selbst im Falle C sehr ungleichmäßig und wird, wie aus früher veröffentlichten englischen Messungen¹⁾ hervor-

geht, hauptsächlich an der Vorderkante von Druck- und Saugseite besonders groß. Aber auch bei den einfacher liegenden Verhältnissen des Abfangens aus steilem Gleitflug (Fall A) können beide Beanspruchungen sich addieren. Um einen

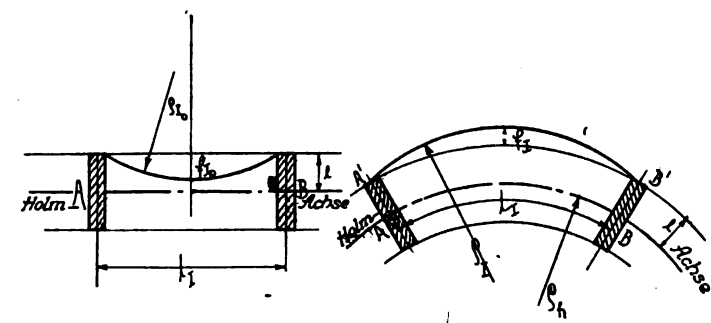


Fig. 1 a.

Fig. 1 b.

Überblick wenigstens über die voraussichtliche Größenordnung der Spannungsteigerung infolge der Durchbiegung zu erhalten, werde nach Fig. 1 angenommen, daß die Durchbiegung nach oben erfolge (Vorderholm bei Fall A) und die obere Bespan-

¹⁾ Munk, Die Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen (diese Zeitschr. 1916, S. 133).

nung dadurch gedehnt und gleichzeitig den nach den Messungen zu erwartenden hohen Saugkräften ausgesetzt ist.

Krümmungsradius der elastischen Linie der Holme ϱ_h ,
Rippenentfernung l_1 .

Abstand der Stoffbespannung von der neutralen Achse der Holme e ,

Ursprungswölbung des Stoffes (ϱ_{10} Krümmungsradius, f_{10} Wölbungspfeil).

(In Richtung I negativ!)

Durch die Biegung wird die Entfernung $AB = l_1$ auf $A'B' = l_1'$ vergrößert:

$$l_1' = \left(\frac{\varrho_h + e}{\varrho_h} \right) l_1 = \left(1 + \frac{e}{\varrho_h} \right) l_1 \quad (1)$$

Gleichzeitig wird durch die Luftbelastung p (kg/m^2) die ursprünglich negative Stoffdurchwölbung f_{10} in die positive f_1 umgewandelt, deren Größe für das hier behandelte Beispiel aus Durchwölbungsmessungen¹⁾ entnommen, im allgemeinen Falle aber aus Faustformeln²⁾ geschätzt werden darf.

Die ursprüngliche Länge des Stoffes (Fig. 1a) ist gemäß einer bekannten Näherungsformel

$$l_1 + \frac{8}{3} \frac{f_{10}^2}{l_1} \quad (2)$$

mit der zugehörigen Spannung S_{10} (Vorspannung).

Die neue Länge ist (Fig. 1b)

$$l_1 \left(1 + \frac{e}{\varrho_h} \right) + \frac{8}{3} \frac{f_1^2}{l_1 \left(1 + \frac{e}{\varrho_h} \right)} \quad (3)^3$$

und die zugehörige Spannung S_1 .

Es dehnt sich also der Stoff um

$$\Delta l_1 = l_1 \frac{e}{\varrho_h} + \frac{8}{3} \frac{f_1^2 - f_{10}^2}{l_1}$$

und es ist

$$\varepsilon_1 = \frac{\Delta l_1}{l_1} = \frac{e}{\varrho_h} + \frac{8}{3} \frac{f_1^2 - f_{10}^2}{l_1^2} \quad (4)$$

Offenbar wird die Biegung der Holme eine Verringerung des Wölbungspfeiles f gegenüber seinen früher festgestellten Werten zur Folge haben. Für die erste Berechnung kann aber der aus früheren Versuchen bekannte übernommen werden. Aus der Grundgleichung für die doppelt gekrümmte Stofffläche (Spannungen S_I und S_{II} in Schuß und Kette)

$$p = \frac{S_I}{\varrho_I} + \frac{S_{II}}{\varrho_{II}} \quad (5)$$

folgt dann, wie an anderer Stelle⁴⁾ gezeigt, unter Annahme parabelförmiger Krümmung

$$S_I = \frac{p l_1^2}{8 f_1} \left(1 - \frac{S_{II}}{p \varrho_{II}} \right) \quad (6)$$

und nach Einsetzen von f_1 aus (4)

$$S_I^2 \left[\left(\varepsilon_1 - \frac{e}{\varrho_h} \right) + \frac{8}{3} \frac{f_{10}^2}{l_1^2} \right] = S_I^2 (\varepsilon_1 - \varepsilon_1') = \frac{p^2 l_1^2}{24} \left(1 - \frac{S_{II}}{p \varrho_{II}} \right)^2 \quad (7)$$

worin

$$\varepsilon_1' = \frac{e}{\varrho_h} - \frac{8}{3} \frac{f_{10}^2}{l_1^2} \quad (8)$$

gesetzt wurde.

Gleichung (7) erlaubt nun im Verein mit der sog. Normalcharakteristik (N.C.)⁵⁾ die Berechnung des Stoffzustandes,

¹⁾ Pröll, Der Stoff auf den Tragflächen, Techn. Ber. der Flugzeugmeisterei Bd. III, S. 234.

²⁾ Pröll, a. a. O., S. 243.

³⁾ Es kann der Faktor $\left(1 + \frac{e}{\varrho_h} \right)$ im Nenner des 2. Gliedes wegbleiben.

⁴⁾ A. Pröll, Zur Frage der Festigkeit von Tragflächenbespannungen. Z. f. Flugtechnik u. Motorluftschiff. 1915, Heft 3, 4, 5, 6.

⁵⁾ Die beste Darstellung der an sich ziemlich verwickelten Verhältnisse bei der zweidimensionalen Formänderung von Bespannungsstoffen bieten die »Normalcharakteristiken«, das sind 2 Kurvenscharen, die jeweils Dehnung und Kontraktion abhängig von der Spannung anzeigen und dabei den gegenseitigen

indem man die aus ihr abgeleitete $S_I + (\varepsilon_I - \varepsilon_I')$ Kurve (C-Kurve, Fig. 2) in das Diagramm der N.C. punktwise einzeichnet. (Man beachte dabei die gleichzeitige Änderung von S_{II} !). Würde nun keine Dehnung durch die Flächenbiegung eintreten, so wäre diese Kurve der geometrische Ort für alle Zustandspunkte unter den gegebenen Verhältnissen. Da aber die tatsächliche Dehnung ε_I größer ist, liegt die wirkliche Zustandskurve (C'-Kurve) in jedem Punkt um das Stück ε_I' höher (Fig. 3).

Zur Bestimmung des Zustandspunktes muß nun erst die Dehnung in Richtung II (ε_{II}) berechnet werden.

Einfluß von Kette und Schuß berücksichtigen. Im allgemeinen Fall eines beliebigen Stoffes sind die Festigkeitseigenschaften in der Richtung Kette oder Schuß verschieden. Demgemäß sind auch zwei Normalcharakteristiken notwendig, die eine mit S_I als Abszissen und ε_I als Ordinaten (bei konstantem S_{II}) (wie Fig. 2 zeigt),

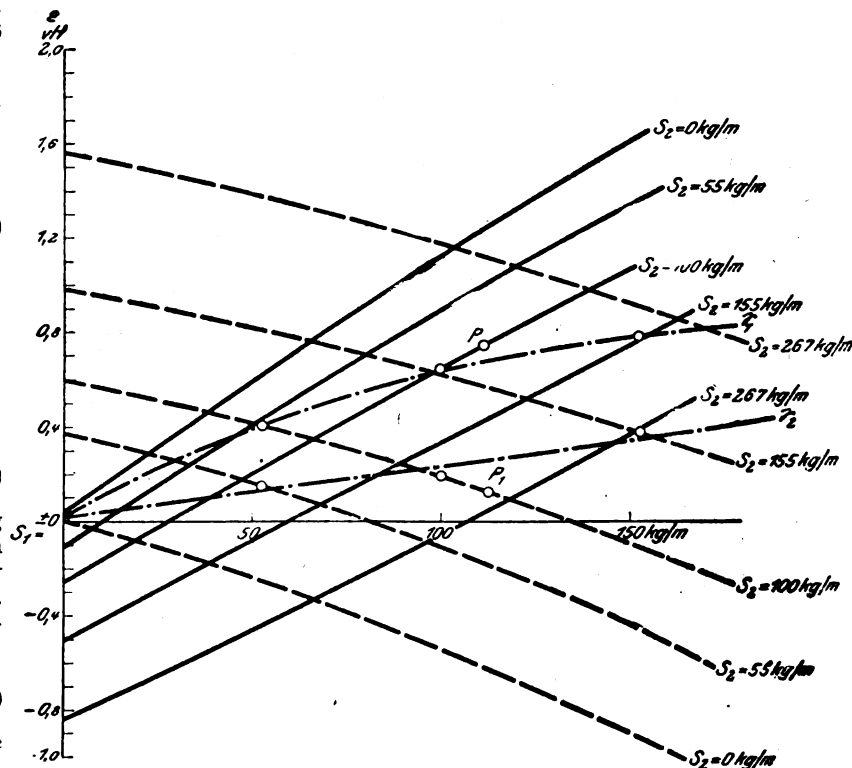


Fig. 2.

die andere dagegen mit S_{II} als Abszissen und den entsprechenden Dehnungen ε_{II} als Ordinaten und mit Kurvenscharen von konstantem S_I . Bei imprägnierten Stoffen haben jedoch die Versuche ergeben, daß nicht nur die Widerstandsfähigkeit eine erheblich höhere gegenüber den nicht imprägnierten Stoffen ist, sondern vor allem auch, daß das Material nach beiden Richtungen erheblich gleichartiger geworden ist, so daß die beiden Normalcharakteristiken nicht wesentlich verschieden sind. Da neuerdings fast nur solche imprägnierte Stoffe verwendet werden, genügt es also, für die folgenden Betrachtungen zunächst nur eine Normalcharakteristik anzuwenden.

In dem Beispiel Fig. 2 stellen die vollen Kurven ($S_{II} = \text{konst.}$) die Dehnungen $\left(\frac{\Delta l}{l} \right)_I = \varepsilon_I$ dar, die in der Richtung Schuß bei veränderlicher Spannung S_I auftreten, während gleichzeitig die unveränderliche Spannung S_{II} wirkt. Ferner zeigen die gestrichelten Kurven die gleichzeitig eintretenden Dehnungen $\left(\frac{\Delta l}{l} \right)_{II} = \varepsilon_{II}$ in der Richtung der Kette an.

Irgendein beliebiger Zustand des Stoffes ist dann durch je zwei Zustandspunkte P und P' gekennzeichnet (Fig. 2). P liegt auf der ausgezogenen Kurve $S_{II} = 100 \text{ kg/m}$, die zugehörigen Werte sind aber $S_I = 115 \text{ kg/m}$ und $\varepsilon_I = 0,76 \text{ v. H.}$. P' liegt auf derselben Ordinatenlinie (S_I wieder = 115) und auf der gestrichelten Kurve S_2 wieder = 100; P' gibt dann für $S_I = 115 \text{ kg/m}$ und $S_{II} = 100 \text{ kg/m}$ den Wert $\varepsilon_{II} = 0,13 \text{ v. H.}$ an. \mathcal{C}_I und \mathcal{C}_2 sind die Kurven der gleichen Spannungen S_I und S_2 entsprechen.

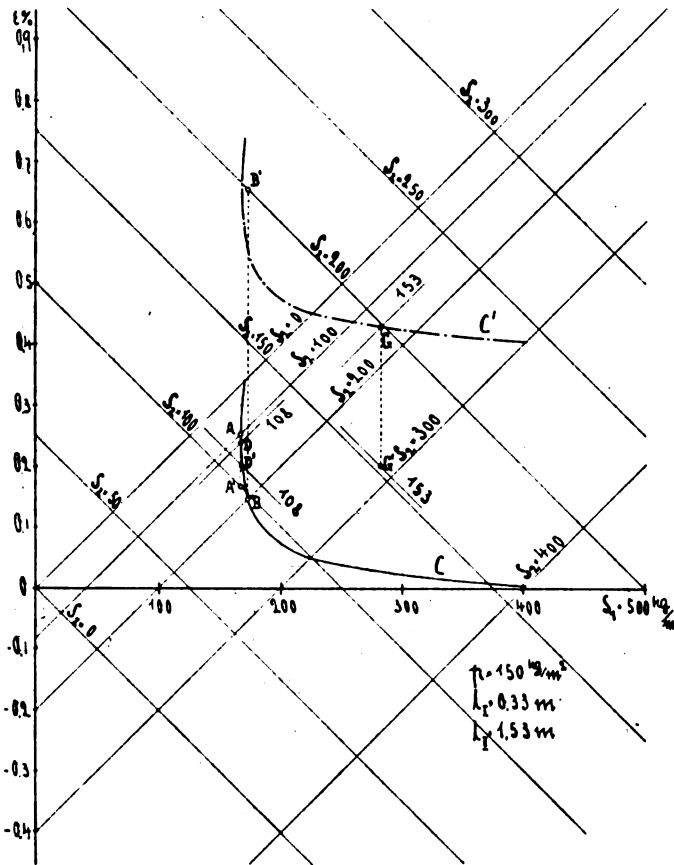


Fig. 3.

Nach Fig. 4 erkennt man: die gesuchte Dehnung ist

$$\epsilon_{II} = \frac{8}{3 l_{II}^2} (f_{II}^2 - f_{II_0}^2) \quad (9)$$

und

$$(f_{II} - f_{II_0}) = (f_I + f_{I_0}) \quad (10)^1$$

(weil f_{I_0} eine negative Wölbung ist).

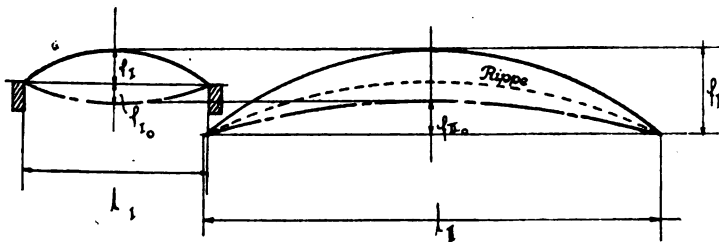


Fig. 4.

Nun sucht man auf der C-Kurve denjenigen Punkt, für welchen die Dehnung ϵ_{II} richtig zustande kommt und bei welcher in beiden Kurvenscharen die gleiche Spannung S_{II} in zwei Punkten senkrecht übereinander angezeigt wird.

Beispiel. Gegeben ist $l_I = 0,33$ m, $l_{II} = 1,53$ m, $\rho_{II} = 4$ m². ρ sei zu 150 kg/m² angenommen. Zunächst werde von der Holmdurchbiegung abgesehen, dann ist nach Gl. (7) mit $\epsilon_I' \sim 0$

$$S_I^2 \epsilon_I = 100 \left(1 - \frac{S_{II}}{600} \right)^2 \quad (7a)$$

¹⁾ Dabei wird vorausgesetzt, daß die Länge l_{II} unveränderlich gleich der Flächentiefe sei. Das ist aber nur der Fall, wenn sich das hintere Flächenabschlußorgan (Draht) nicht durchbiegt. Wenn dies aber eintritt, so verringert sich die Dehnung ϵ_{II} und damit auch die Spannung S_{II} (und auch S_I). Man hat also immer auch diese Verhältnisse zu beachten, da sie besonders für die Spannung S_{II} von großem Einfluß sind.

²⁾ Auch ρ_{II} ändert sich infolge der Stoffdurchwölbung nicht unwesentlich, dadurch wird $(1 - \frac{S_{II}}{\rho_{II}})$ und damit S_I kleiner! Es

Für die punktweise Zeichnung nimmt man $S_I = 0, 100, 200$ an und erhält jedesmal die Kurven

$$S_I^2 \epsilon_I = 100 \cdot \left(1 - \frac{S_{II}}{600} \right)^2$$

Ihre Schnittpunkte mit den entsprechenden S_{II} -Linien sind dann die gesuchten Punkte der C-Kurve. Nach Versuchen kann nun $f_{I_0} = -5$ mm, $f_I = +7$ mm, $f_{II_0} = 60$ mm, $f_{II} = 72$ mm angenommen werden, somit $\epsilon_{II} = 0,2$ v. H. (wenn der Stoff sich hinten nicht einzieht). Fig. 3 zeigt nun, wie der Zustandspunkt versuchsweise gefunden wird. Bei Punkt A ($S_{II} = 100$) ist die zugehörige Dehnung ϵ_{II} (im Punkt A' gemessen) zu klein (0,17 v. H.). Bei B $S_{II} = 200$ ist sie viel zu groß (0,66 v. H.) (im Punkt B').

Dazwischen liegt der richtige Zustandspunkt D ($S_{II} = 108$) mit D', dessen charakteristische Daten sind: $\epsilon_{II} = 0,2$ v. H., $\epsilon_I = 0,24$ v. H., $S_I = 167$ kg/m².

Es ist nun offensichtlich $\epsilon_I' < \epsilon_I$, damit wird S_I größer als vorher, und hierin drückt sich die von der Holmdurchbiegung herrührende Stoffspannung aus. Dabei ist aber noch folgendes zu beachten: Bei einem Biegemoment des Holmes M im Bereich zwischen zwei Rippen ist

$$\frac{1}{\rho_n} = \frac{M}{E J} \quad (11)$$

wo E und J sich auf Holmmaterial und Querschnitt beziehen. Das wirkliche Biegemoment M ist aber selbst durch die Stoffspannung erniedrigt gegenüber dem Moment M' ohne diese: es ist nämlich

$$M = M' - S_I \epsilon \lambda \quad (12)$$

worin λ denjenigen Teil der Rippentiefe bezeichnet, der für die Belastung des betreffenden Holmes in Frage kommt²⁾.

Es ist somit Gl. (7) zu ersetzen durch

$$S_I^2 \left\{ \epsilon_I - \left(\frac{\epsilon}{E J} \right) (M' - S_I \epsilon \lambda) \right\} - \frac{8}{3} \frac{f_{II}^2}{l_I^2} = \frac{\rho^2 l_I^2}{24} \left(1 - \frac{S_{II}}{\rho_{II}} \right)^2 \quad (13)$$

Hierin ist wieder

$$\frac{\epsilon}{E J} (M' - S_I \epsilon \lambda) - \frac{8}{3} \frac{f_{II}^2}{l_I^2} = \epsilon_I' \quad (14)$$

zu setzen.

Zu beachten ist, daß ρ_{II} sich auch noch ändert infolge der Durchbiegung der Rippen, sowie wegen Änderung von f_{II_0} in f_{II} . Da es angesichts der getroffenen Vereinfachungen zwecklos wäre, eine sehr verwickelte Beziehung zwischen S_I , S_{II} und ϵ_I aufzustellen, so wird man lieber mit aufeinander folgenden Näherungen rechnen und zunächst $M' = M$ setzen.

ist daher zweckmäßig, von vornherein den schätzungsweise eintretenden Krümmungsradius ρ_{II} und nicht den der Grundwölbung einzusetzen! (Letzterer ist hier $\sim 4,8$ m.)

¹⁾ Man erkennt aus dem sehr steilen Verlauf der C-Kurve, daß die Spannung S_I nahezu konstant zwischen 167 und 170 bleibt, während S_{II} und ϵ_I stark veränderlich sind.

²⁾ Die schätzungsweise Bemessung von λ ist je nach dem Belastungsfall verschieden, entsprechend dem sehr wechselnden Verhalten der Luftkräfte pro 1 m² (ρ).

Es wird genügen, dafür anzunehmen, daß im Falle A λ von der Mitte zwischen den Holmen aus für Vorder- und Hinterholm nach vorne bzw. hinten bis zu den flügelenden gezählt und für ρ ein Mittelwert angesetzt wird. (Fig. 5.)

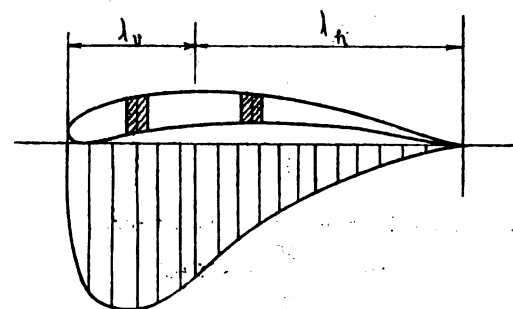


Fig. 5.

Es werde dies sogleich an dem vorigen nun zu ergänzenden Beispiel gezeigt. Der Holmquerschnitt besitze ein Trägheitsmoment $J = 100 \text{ cm}^4$, und es sei $E = 10^5 \text{ kgcm}^2$. Das größte Moment sei $M' = 9500 \text{ kgcm}^1$ ohne Berücksichtigung des Stoffeinflusses. Rechnen wir mit $e = 5 \text{ cm}$, $S_I = 250 \text{ kgm}$ und $\lambda = 60 \text{ cm}$, so übernimmt der Stoff ein Moment von $250 \cdot 0,6 \cdot 0,05 = 7,5 \text{ kgm} = 750 \text{ kgcm}$, also 8 v. H. von M , es bleiben somit $M = 8750 \text{ kgcm}$. Nach Gleichung (14) ist jetzt

$$\varepsilon_I' = \frac{5 \cdot 8750}{100 \cdot 10^5} - \frac{8}{3} \left(\frac{0,5}{40} \right)^2 = 0,00435 - 0,0004 \approx 0,004.$$

Um dieses Stück, das sind 0,4 v. H., wird die C-Kurve der Fig. 3 parallel nach oben verschoben (C'-Kurve). In analoger Weise wie früher findet man jetzt den neuen Zustandspunkt G (G') unter Annahme der gleichen Dehnung wie vorher in Richtung II $\varepsilon_{II} = 0,002$ (0,2 v. H.). Es wird dann gefunden

$S_I = 283 \text{ kgm}$, $\varepsilon_I = 0,43 \text{ v. H.}$, $S_{II} = 153 \text{ kgm}$, $\varepsilon_{II} = 0,2 \text{ v. H.}$

Bei diesem Beispiel sind in Richtung I (parallel zu den Holmen) die Schußfäden angeordnet.

Durch die Holmbiegung ist somit die Stoffbeanspruchung besonders in Richtung I sehr erheblich erhöht worden.

Es kann nunmehr eine Korrektur der vorhergehenden Rechnung mit dem Werte $S_I = 283$ an Stelle des angenommenen $S_I = 250 \text{ kgm}$ erfolgen, doch würde sie das Ergebnis nur unwesentlich abändern, (S_I wird etwas kleiner) und andererseits ist auch die Größe λ nicht so genau zu schätzen, als daß eine solche Rechnung deshalb einen größeren Grad von Genauigkeit bekäme.

Daß hier die Spannung in der Richtung parallel zu den Holmen so stark überwiegt, liegt zum Teil auch an der Eigenart der N. C.-Kurven, insbesondere an der starken Dehnbarkeit in Kettenrichtung.

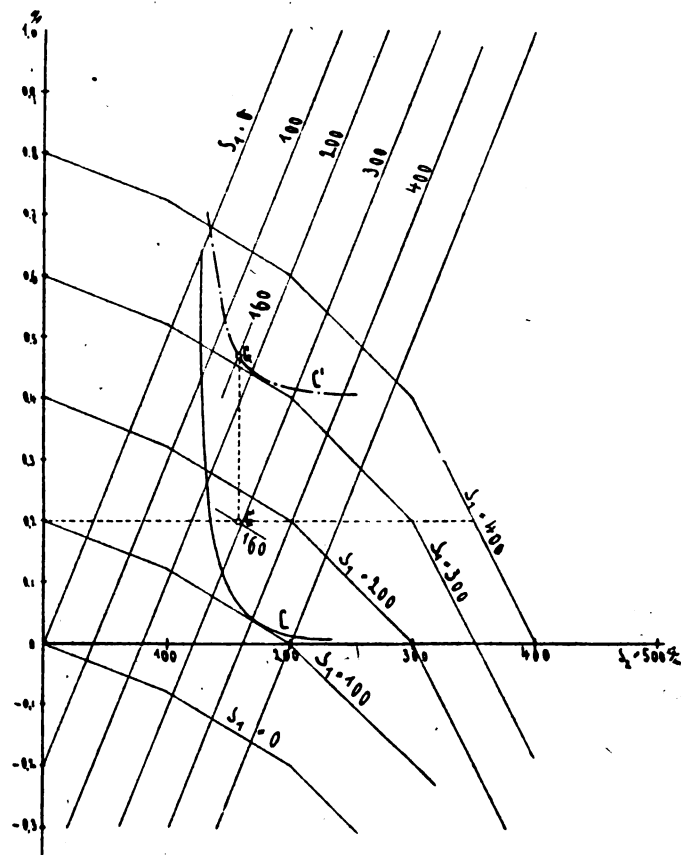


Fig. 6.

¹⁾ Die größte Holmbeanspruchung ist somit

$$\sigma_{\max} = \frac{M^+}{\left(\frac{J}{e}\right)} = 475 \text{ kg/cm}^2$$

ohne Rücksicht auf etwaige Axialkräfte.

Würde dagegen der Stoff um 90° verdreht aufgespannt sein (Kette—Holm, Schuß—Rippen), so bekommt man die N. C. nach Fig. 6¹⁾, und eine ganz analoge Durchführung der Rechnung führt wieder auf eine Kurve C' und den Zustandspunkt G mit $S_I = 160 \text{ kgm}$, $\varepsilon_I = 0,002$ (angenommen), $S_{II} = 165 \text{ kgm}$, $\varepsilon_{II} = 0,0047$.

Dabei war bezüglich der Biegungs-Spannungsübernahme durch den Stoff noch dieselbe vorläufige Annahme $S_{II} = 250 \text{ kgm}$ gemacht worden. Da sich diese hier als viel zu groß erweist, soll eine Korrekturrechnung durchgeführt werden. Wir setzen $S_{II} = 170 \text{ kgm}$; damit wird $S_{II}e\lambda = 519 \text{ kgcm}$, $M = 9000 \text{ kgcm}$ und $\varepsilon_{II}' = 0,0041$, was aber kaum eine wesentliche Änderung hervorbringen dürfte.

Bei dem hier verwendeten Stoff würde also in der Tat eine Vertauschung von Kette und Schuß nicht nur zu einer größeren Gleichförmigkeit der Spannungen, sondern auch zu einer nicht unwesentlichen Verringerung der Stoffspannungen führen. Es liegt dies nur an der größeren Dehnbarkeit des Stoffes in Richtung Kette, und man erkennt, daß es zweckmäßig ist, die Richtung mit der größeren Dehnbarkeit parallel zu den Holmen zu legen²⁾.

Bemerkung zum Artikel „Zur Störungstheorie des Kreiselpendels“ von R. Grammel.

Von H. Boykow, wissenschaftl. Mitarbeiter der Optischen Anstalt C. P. Goerz A. G.

Der Verfasser stellt den Grundsatz auf, das statische Moment der Schwere $a \cdot m \cdot g$ so klein zu machen, als es die unvermeidlichen Reibungsmomente der Aufhängung gestatten, d. h. daß die Ruhelage des Kreisels merklich in die Lotlinie fällt.

In der vorliegenden Arbeit wird diese Ruhelage lediglich vom Verhältnis von Reibungsmoment und Schweremoment abhängig gemacht, ohne Berücksichtigung der Erdrotation. Dies führt bei einer so leichten Kupplung mit der Erdrotation, wie sie im Zahlenbeispiel der vorliegenden Arbeit angenommen wird, schon zu sehr merklichen Abweichungen aus der Lotlinie.

Für den mittleren Erhebungswinkel ε besteht folgende Beziehung (innerhalb bestimmter Grenzen für a)

$$\varepsilon = \frac{D \cdot U \cdot \cos \varphi^3}{a \cdot m \cdot g}$$

¹⁾ Es sind hier natürlich alle Fußzeichen I und II zu vertauschen. In der zweiten N. C. für diesen Fall sind die abfallenden (Kontraktions-)kurven $S_I = \text{konst.}$ jetzt gekrümmte Linien, dies entspricht den ungleichen Abständen der Dehnungskurven $S_{II} = \text{konst.}$ in der ersten N. C. (Fig. 3). Es ist also S_I (Spannung in Richtung parallel zu den Rippen), nunmehr Schuß, während die Kettenrichtung parallel zu den Holmen gelegt ist und die Spannung S_{II} erfährt.

²⁾ Ohne Flächenbiegung (Fig. 6 untere Kurve): $S_{II} = 130 \text{ kgm}$, $\varepsilon_{II} = 0,36 \text{ v. H.}$, $S_I = 145 \text{ kgm}$, $\varepsilon_I = 0,2 \text{ v. H.}$

³⁾ Die genaue Beziehung zwischen Schweremoment und Abweichung der Kreiselachse aus der Lotlinie ergibt sich aus dem Gilbertschen Barogyroskop, dessen spezielle Gleichung für die Gleichgewichtslage lautet

$$\tan \vartheta_0 = \frac{\tan \varphi}{\cos \alpha_0} + \frac{a \cdot m \cdot g}{D \cdot U \cdot \cos \varphi \cos \alpha_0},$$

wo wieder φ die Breite U die Winkelgeschwindigkeit der Erdrotation α_0 das Azimut (in diesem Falle 0) und ϑ_0 den Winkel bedeutet, welchen die Kreiselachse infolge des Schwermomentes als ihre Ruhelage im Mittel einnimmt.

Auf das normale Kreiselpendel angewendet lautet die Gleichung

$$\tan \vartheta_0 = \tan \varphi + \frac{a \cdot m \cdot g}{D \cdot U \cdot \cos \varphi}.$$

Diese Gleichung gilt natürlich nur für einen stillstehenden Punkt der Erdoberfläche. Im Flugzeug wird der Erhebungswinkel außerdem noch durch den geflogenen Kurs beeinflusst. Die Ost-Westkomponente des Kurses kann dabei immerhin in unsern Breiten und bei der in Betracht zu ziehenden Fluggeschwindigkeit den Erhebungswinkel bis zu 20% seines Betrages vergrößern oder verkleinern. Die Nord-Südkomponente des Kurses ändert hingegen nur das Azimut, analog wie beim Kreiselkompaß.

wenn D den Drall, U die Winkelgeschwindigkeit der Erdrotation und φ die geographische Breite bedeutet.

Aus dieser angenäherten Beziehung geht hervor, daß der mittlere Erhebungswinkel bei dem angeführten Zahlenbeispiel, wo für $a = 0,25$ cm eingesetzt ist, schon über 20° beträgt. Um in der Ruhelage die Kreiselachse merklich in die Lotlinie fallen zu lassen, müßte a auf etwa 1 cm gebracht werden. Dies würde jedoch die Schwingungsdauer des Kreisels auf ungefähr 3—4 Minuten herabsetzen.

Eine ledigliche Berücksichtigung der Reibungsmomente würde hingegen bei entsprechender Wahl der Lagerung schon ein a von etwa 0,1 cm gestatten, was wiederum einen mittleren Erhebungswinkel von etwa 1° zur Folge hätte.

Im ersten Falle würden aber schon mäßige Kurven in die Nähe der Resonanz fallen, im zweiten eine ständige Unsicherheit der Lagenanzeige bestehen.

Aber auch ein Kompromiß kann nicht befriedigen, denn die Resonanz läßt sich in der Praxis niemals vollständig ausschließen.

Die Untersuchung im vorliegenden Artikel beschränkt sich auf die Annahme eines stetigen Kurvenfluges. Dies deckt natürlich nur einen geringen Teil der praktisch möglichen Fälle. Die Annahme müßte sich auch auf alle jene Fälle erstrecken, wo die einzelnen Kurvenäste durch geradlinige Strecken von beliebiger Länge unterbrochen sind; welcher Fall in der Praxis der allgemeine ist. Es ergeben sich dann mitunter sehr regelmäßige Kursbilder, wie z. B. beim systematischen Absuchen eines Gewässerabschnittes nach Minen, die natürlich das Verhalten des Kreisels ganz gewaltig beeinflussen können, so daß der Fall ganz gut möglich wird, daß die Kreiselachse um 15° und mehr von der Vertikalen abweicht.

Es soll hier natürlich nicht behauptet werden, daß solche große Abweichungen die Regel bilden, es genügt, daß sie bei einem speziellen Kursbild jederzeit auftreten können.

Die Regel werden jedoch immerhin noch Abweichungen von mehreren Graden beim Kurvenflug bilden, die außerdem noch verhältnismäßig lange bestehen bleiben. Das Kreiselpendel scheint demnach ein minder geeignetes Aggregat für die Lagenanzeige bzw. Stabilisierung eines Flugzeuges zu sein, was natürlich seine Verwendung für engumschriebene Spezialaufgaben in der Flugtechnik nicht behindert.

Erwiderung.

1. Ich stimme der übrigens längst bekannten¹⁾ Feststellung des Herrn H. Boykow völlig bei, daß der Einfluß der Erddrehung eine weitere Störung des Kreiselpendels bedingt, welche zu der von den Flugbeschleunigungen herrührenden hinzutritt, jedoch so klein gehalten werden kann, daß sie praktisch doch wohl für die meisten Zwecke belanglos bleibt. Die zugehörigen Schwingungen besitzen für das angezogene Beispiel ohne Dämpfung Amplituden von nicht ganz $\frac{3}{4}$ Bogengrad, mit Dämpfung noch erheblich weniger. Man muß diese Zahlen mit den großen Neigungswinkeln, die bei der scheinbaren Lotlinie im Fluge auftreten können, vergleichen, wenn man die Wirksamkeit des Kreiselpendels unvoreingenommen beurteilen will.

2. Es belastet nur die Geduld des Rechners, bietet aber keinerlei Schwierigkeit, auf Grund der von mir entwickelten Formeln nun auch die Störungen zahlenmäßig zu verfolgen, welche bei komplizierteren Kurvenflügen vorkommen, wenn sich diese Kurven aus Geraden und Kreisbögen zusammensetzen. Es ist zu vermuten, daß — abgesehen von singulären Fällen — die Störungen des Kreiselpendels bei guter Dämpfung immer gering genug bleiben, jedenfalls viel geringer als bei allen andern Neigungsmessern. Ich gebe aber zu, daß trotz dem fein durchgebildeten Anschützchen Fliegerhorizont die Schwierigkeiten, die sich der Konstruktion eines einwandfrei arbeitenden Instrumentes heute noch entgegenstellen, recht groß sind.

Dr. R. Grammel.

¹⁾ Vgl. etwa F. Klein u. A. Sommerfeld, Über die Theorie des Kreisels, S. 731 ff.

Über die Berechnung der Höhenmotoren.

Von Dr.-Ing. Weißhaar, Hamburg.

Je geringer bei Verpuffungsmotoren die Füllung ist, um so höher kann das Verdichtungsverhältnis $\varepsilon = \frac{V + V_0}{V_0}$ gewählt werden, ohne daß Selbstzündungen zu befürchten sind. Da nun bei Höhenmotoren die Füllung am Boden und in geringer Flughöhe durch Drosseln klein gehalten wird, so kann das Verdichtungsverhältnis ohne Gefahr größer gemacht werden als bei den bis jetzt üblichen Motoren, die schon am Boden mit voller Füllung arbeiten. Je größer die Höhe ist, bis zu der die Leistung gleichbleiben soll, um so mehr muß der Höhenmotor am Boden gedrosselt und um so höher kann das Verdichtungsverhältnis gewählt werden. Im folgenden soll klargestellt werden, wie weit man hierbei gehen kann.

In Fig. 1 ist dargestellt, wie sich bei steigendem Verdichtungsverhältnis ε die wichtigsten Größen ändern. Dabei

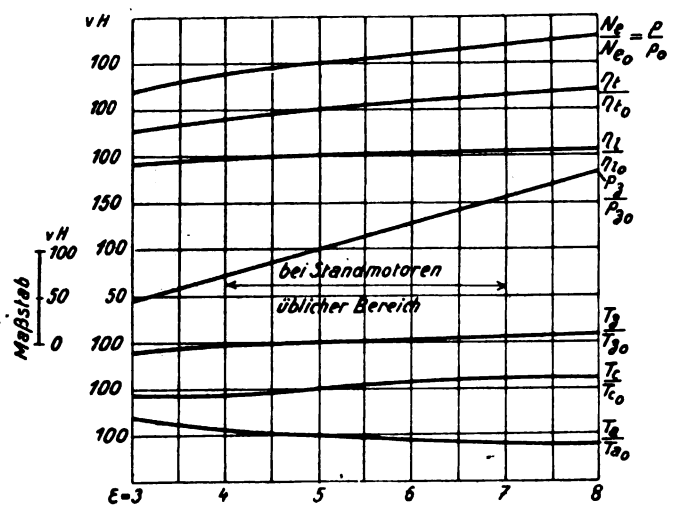


Fig. 1.

ist eine Berechnung des Diagrammes für $\varepsilon = 5$, $H_0 \eta_0 = 690$ kcal/m² und unter Berücksichtigung der Veränderlichkeit der spezifischen Wärmen nach Holborn und Henning, Pier und Bjerrum (Hütte 22. Aufl. Bd. 1, S. 400) zugrunde gelegt. Da die Temperatur T_a am Ende des Saughubes bei Vergrößerung von ε infolge des kleiner werdenden Abgasrestes G_r kleiner wird, steigt die Temperatur T_c am Ende der Verdichtung nur wenig. Die Verpuffungstemperatur

$$T_z = T_c + \frac{Q_1}{c_p G_s}$$

(Hütte Bd. 2, S. 253) ändert sich verhältnismäßig auch nur wenig, absolut aber stärker als T_c , weil die Verbrennungswärme Q_1 bei größerem ε infolge besserer Füllung bei etwa gleichbleibender Gesamtladung G_s größer wird. Die Verpuffungsspannung p_z steigt stark und steht zu T_z in der Beziehung:

$$\frac{p_z}{p_0} = \frac{T_z}{T_0} \frac{V_0}{V_c} = \frac{T_z}{T_0} \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon_0 - 1}$$

Der Lieferungsgrad η_0 (auf 0° C und 760 mm Q. S. bezogen) steigt infolge des kleiner werdenden, im Verdichtungsraum V_c zurückbleibenden Abgasrestes G_r . Der thermische Wirkungsgrad η_t steigt gemäß

$$\frac{\eta_t}{\eta_0} = \frac{1 - \frac{1}{\varepsilon^{K-1}}}{1 - \frac{1}{\varepsilon_0^{K-1}}} = \frac{\varepsilon^{0,4} - 1}{\varepsilon_0^{0,4} - 1} \frac{\varepsilon_0^{0,4}}{\varepsilon^{0,4}}$$

Die innere Leistung wächst, wenn gleiche Völligkeit und gleicher chemischer Wirkungsgrad vorausgesetzt werden,

gemäß

$$\frac{N_e}{N_{e_0}} = \frac{\eta_e}{\eta_{e_0}} \cdot \frac{\eta_t}{\eta_{t_0}}$$

und, gleichen mechanischen Wirkungsgrad η_m angenommen, wächst auch die Nutzleistung N_e und die nutzbare Diagrammmittelspannung p gemäß

$$\frac{N_e}{N_{e_0}} = \frac{\eta_e}{\eta_{e_0}} \cdot \frac{\eta_t}{\eta_{t_0}} = \frac{p}{p_0}$$

Gibt man nun einem Motor mit dem Hubraum V_0 , der bislang mit einem Verdichtungsverhältnis ε_0 eine Leistung N_{e_0} ergeben hatte, eine größeres Verdichtungsverhältnis ε und drosselt man seine neue Leistung N_e auf N_{e_0} ab, so ergeben sich doch andere Betriebsbedingungen für den Motor. Denn jetzt muß dieselbe Leistung mit einer dem größeren ε entsprechenden geringeren Gemischmenge erzielt werden, d. h. also das Diagramm wird dünner, die Drücke aber und die Temperaturen höher. Um gleiche innere Betriebsbedingungen, also dasselbe p_z und dasselbe T_z zu erhalten, muß man stärker als auf N_{e_0} herunterdrosseln.

Wird nun dem Motor, zwecks Umwandlung in einen Höhenmotor, gleichzeitig ein größerer Hubraum V gegeben, so ergeben sich folgende Beziehungen:

$$p_z \cdot V_{c_0} = G_{e_0} \cdot R T_z$$

und, wenn p_z und T_z nicht überschritten werden sollen,

$$p_z \cdot V_c = G_e \cdot R \cdot T_z,$$

worin V_{c_0} und Ladungsgewicht G_{e_0} dem alten ε_0 und V_c und G_e dem neuen ε entsprechen.

$$G_e = \frac{p_z \cdot V_c}{R T_z} = \text{Abgasrest } G_r + \text{neues Gemisch } G$$

$$V_c = \frac{V}{\varepsilon - 1}; \quad G = G_e - G_r = \frac{p_z V}{R T_z (\varepsilon - 1)} - \frac{p_r \cdot V}{R T_r (\varepsilon - 1)}$$

$$G = \frac{V}{\varepsilon - 1} \left(\frac{p_z}{R T_z} - \frac{p_r}{R T_r} \right)$$

und ebenso

$$G_0 = \frac{V_0}{\varepsilon_0 - 1} \left(\frac{p_z}{R T_z} - \frac{p_r}{R T_r} \right)$$

$$\frac{G}{G_0} = \frac{V \varepsilon_0 - 1}{V_0 \varepsilon - 1}$$

Da nun unter Voraussetzung eines gleichen η_m

$$\frac{N_e}{N_{e_0}} = \frac{G}{G_0} \cdot \frac{\eta_t}{\eta_{t_0}}$$

ist, so wird

$$\frac{N_e}{N_{e_0}} = \frac{V}{V_0} \cdot \frac{\varepsilon_0 - 1}{\varepsilon - 1} \cdot \frac{\eta_t}{\eta_{t_0}}$$

Nimmt man jetzt für die meist üblichen Zylinderabmessungen, die bei $\varepsilon_0 = 5$ bzw. 5,25 entstehenden Werte von p_z und T_z als obere Grenzen an, die nicht überschritten werden sollen (bei kleinen Zylindern werden wegen besserer Kühlung noch höhere Werte angenommen werden können), so ergibt sich Fig. 2 mit den »Kurven gleicher innerer Höchstbeanspruchung«.

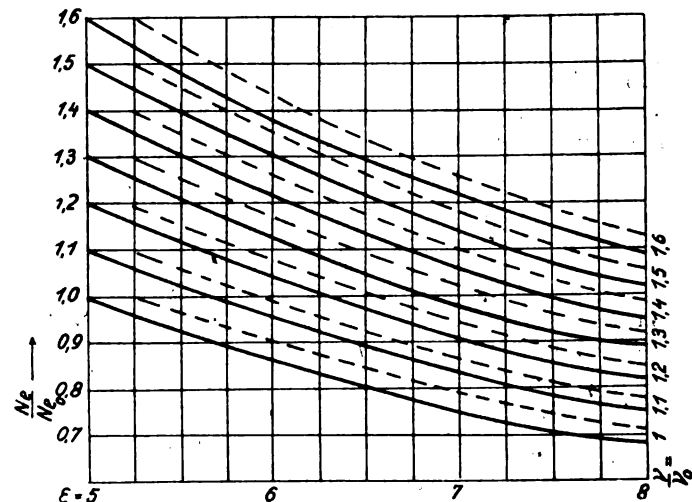


Fig. 2.

Soll mit dem Hubraum V auch nur eine Leistung N_{e_0} am Boden erzielt werden, so wird $\frac{N_e}{N_{e_0}} = 1$ und

$$\frac{V}{V_0} = \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon_0 - 1} \cdot \frac{\eta_{t_0}}{\eta_t}$$

Da nun $\frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon_0 - 1}$ rascher zunimmt, als $\frac{\eta_{t_0}}{\eta_t}$ abnimmt, so ergibt sich für gleiches N_{e_0} und gleiches p_z und T_z eine Vergrößerung des Hubraumes.

Ferner ändert sich die Leistung eines Motors, gleiches η_m vorausgesetzt, im Verhältnis der Luftdichten $\frac{\gamma}{\gamma_0}$, wenn ε gleichbleibt. Oder bei gleichem N_{e_0} ,

$$\frac{V}{V_0} = \frac{\gamma_0}{\gamma}$$

Daraus ergibt sich Fig. 3, aus der mit Hilfe der Höhenkurve die zu γ gehörige Höhe entnommen werden kann, bis zu der der Motor bei der Hubraumvergrößerung $\frac{V}{V_0}$ seine Leistung beibehält.

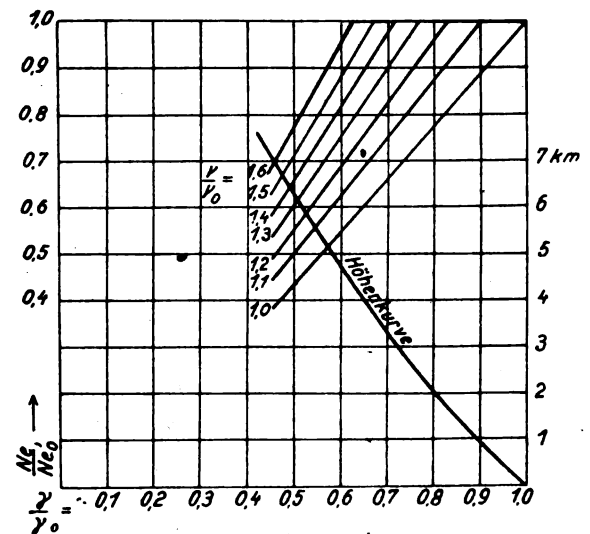


Fig. 3.

Die 3 Größen für den Hubraum bedeuten:

1. V_0 den Hubraum, mit dem der Motor für eine Bodenleistung N_{e_0} bei der Luftdichte γ_0 mit einem Verdichtungsverhältnis ε_0 ausgeführt werden würde,
2. V'_0 den Hubraum, mit dem der Motor für eine Bodenleistung N_{e_0} bei der Luftdichte γ_0 mit einem Verdichtungsverhältnis ε ausgeführt werden würde.
3. V den Hubraum, mit dem der Motor für eine Höhenleistung N_{e_0} bei der Luftdichte γ mit einem Verdichtungsverhältnis ε ausgeführt wird.

Daraus folgt die weitere Beziehung

$$\frac{V'_0}{V} = \frac{p_0}{p}$$

Nun ist

$$\gamma_0 = \frac{V}{V'_0} = \frac{V}{V'_0} \cdot \frac{V'_0}{V_0}$$

und daher

$$\frac{V}{V'_0} = \frac{p}{p_0} \cdot \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon_0 - 1} \cdot \frac{\eta_{t_0}}{\eta_t}$$

Da p und η_t von ε abhängig sind, so folgt daraus:

Zu jeder Hubraumvergrößerung $\frac{V}{V'_0}$, die einer bestimmten Flughöhe entspricht, bis zu der die Leistung gleichbleiben soll, gehört ein ganz bestimmtes ε (immer unter der Voraussetzung, daß die üblichen Werte p_z und T_z nicht überschritten werden sollen).

Mit Hilfe dieser Beziehungen ist Fig. 4 entstanden, wo- bei wieder angenommen wurde, daß p_z und T_z nicht größer

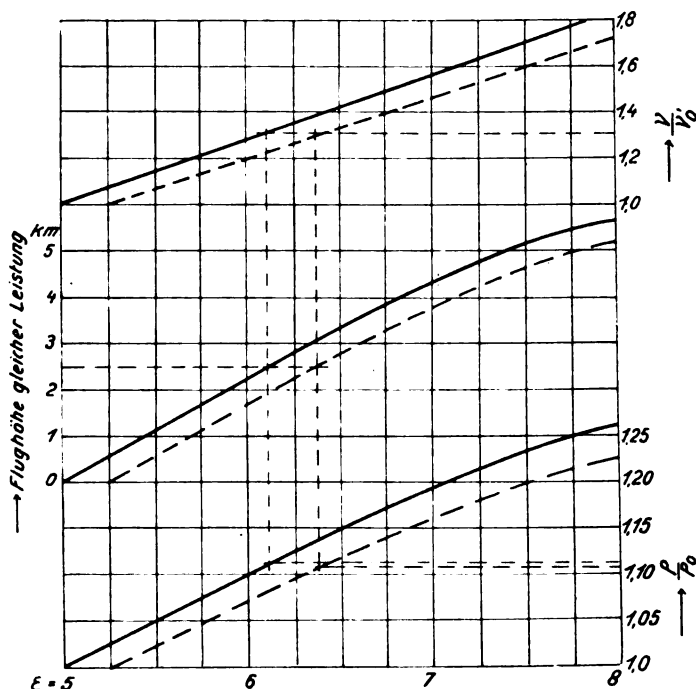


Fig. 4.

werden sollen als bei $\epsilon_0 = 5$ bzw. $\epsilon_0 = 5,25$. Unten ist, über ϵ , aus Fig. 1 entnommen, die Steigerung des nutzbaren Mittel- druckes in Bodenhöhe bei voller Öffnung des Vergasers auf- gezeichnet. Darüber ist der Zusammenhang zwischen ϵ und der Flughöhe gleicher Leistung bzw. $\frac{\gamma}{\gamma_0}$ dargestellt und oben die zugehörige Hubraumvergrößerung $\frac{V}{V_0}$.

Das Verfahren ist nun folgendes: Es soll ein Motor mit 6 Zylindern berechnet werden, der bis 2,5 km Höhe eine Lei- stung von 200 PS bei $n = 1400$ Umdr./min beibehält. Der Höhe von 2500 m entspricht ein $\epsilon = 6,1$ bzw. 6,4. Dazu würde in Meereshöhe bei voller Vergaseröffnung ein Mittel- druck $p = 1,12 p_0$ bzw. $1,11 p_0$ gehören. Wird für $\epsilon = 5$ ein Mitteldruck $p_0 = 7,5$ und für $\epsilon_0 = 5,25$ ein Mitteldruck $p_0 = 7,7$ angenommen, so wird

$$V_0' = \frac{200 \cdot 9000}{1400 \cdot 6 \cdot 75000 \cdot 1,12} = 0,00255 \text{ m}^3$$

bzw.

$$V_0' = \frac{200 \cdot 9000}{1400 \cdot 6 \cdot 77000 \cdot 1,11} = 0,00251 \text{ m}^3.$$

Oben in Fig. 4 findet man dann $\frac{V}{V_0'} = 1,32$ und daraus

$$V = 0,00336 \text{ m}^3 \text{ bzw. } 0,00331 \text{ m}^3$$

Eine Nachrechnung ergibt: Der Motor mit $V = 0,00336 \text{ m}^3$ leistet bei $\epsilon_0 = 5$ in Bodenhöhe mit $\gamma_0 = 1,255 \text{ kg/m}^3$ und $p_0 = 75000 \text{ kg/m}^2$ Mitteldruck

$$N_e = \frac{0,00336 \cdot 1400 \cdot 6 \cdot 75000}{9000} = 235 \text{ PS.}$$

Bei $\epsilon = 6,1$ ist aber $p = 1,12 p_0$ und $N_e' = 1,12 \cdot 235 = 263 \text{ PS}$. In 2,5 km Höhe ist ferner $\gamma = 0,96 \text{ kg/m}^3$ und daher

$$N_{e_0} = \frac{0,96}{1,255} \cdot 263 = 201 \text{ PS.}$$

Daher ist

$$\frac{V}{V_0'} = \frac{N_e'}{N_{e_0}} = \frac{263}{201} = 1,31$$

und

$$\frac{V}{V_0} = \frac{V_0'}{V_0} \cdot \frac{V}{V_0'} = \frac{p_0}{p} \cdot \frac{V}{V_0'} = \frac{1}{1,12} \cdot 1,31 = 1,17.$$

Die Vergrößerung des Hubraumes bei $\epsilon = 6,1$ gegenüber einem Motor, der mit demselben Verdichtungsverhältnis bei voller Füllung 200 PS am Boden leistet, beträgt also 31 v. H., gegenüber einem Motor jedoch, der mit $\epsilon = 5$ bei voller Füllung am Boden 200 PS leistet, nur 17 v. H.

Festigkeitsberechnung aerodynamisch wichtiger Querschnittsformen.

Von Dr.-Ing. Otto Steinitz.

Die Widerstandsmomente zur Berechnung der Biegungs- festigkeit und die Trägheitsmomente zur Berechnung der Druckfestigkeit lassen sich bei geometrisch einfachen Quer- schnittsformen verhältnismäßig leicht errechnen. Mit den wenigen, in jedem Handbuche aufgeführten Formeln kann der Konstrukteur im allgemeinen Maschinenbau fast stets auskommen, weil unregelmäßige Querschnitte sehr selten sind. Nur in dem Spezialgebiet der Luftfahrt nehmen diese unregel- mäßigen, d. h. geometrisch nicht einfach bestimmten Profile einen breiten Raum ein, weil die Querschnitte mit Rücksicht auf aerodynamische Erscheinungen geformt werden müssen. Da gerade auf diesem Gebiete die Sicherheiten verhältnis- mäßig sparsam zugemessen sind, ist eine genaue Festigkeits- berechnung aber besonders notwendig. Daher kommt man auf diesem Sondergebiet häufig in die Lage, Trägheitsmomente selbst bestimmen zu müssen.

Läßt sich die mathematische Bestimmung nicht durch- führen, weil entweder die Querschnitte überhaupt nicht mathe- matisch definiert, sondern nur zeichnerisch gegeben sind, oder weil das mathematische Werkzeug zur Durchführung der Integrationen nicht ausreicht, so bleiben dem Konstrukteur zeichnerische und physikalische Bestimmungsmethoden, die natürlich im Gegensatz zur mathematischen Berechnung mit Ungenauigkeiten behaftet sind.

Die zeichnerischen Methoden beruhen darauf, daß man den Querschnitt auf dem Reißbrett in eine große Anzahl kleiner Teile zerlegt, am besten in Zonen parallel zur Schwer- punktsachse. Die einzelnen Teile können dann als Recht- ecke berechnet und entweder rechnerisch oder mittels des Planimeters integriert werden. Um das Resultat mit einiger Genauigkeit zu erhalten, ist eine weitgehende Unterteilung not- wendig, weshalb die Arbeit langwierig und mühselig wird. Auch kommen leicht Fehler wegen der großen Anzahl der aus- zuführenden Zahlenrechnungen vor. Trotzdem wendet der Konstrukteur dieses Verfahren in der Regel an, weil es immer noch bequemer und zuverlässiger ist als die physikalischen Methoden.

Diese beruhen meistens auf Messung der Massenträgheit eines flachen Körpers vom Umriss des in Rede stehenden Querschnittes und von gleicher Stärke und gleichem spezifi- schen Gewichte an allen Stellen. Man muß also einen solchen Querschnitt aus Karton oder besser aus Blech ausschneiden und um die Schwerpunktsachse oder eine Parallele dazu pen- deln lassen. Das Pendeln kann auf verschiedene Weise geschehen. Das Nächstliegende ist eine Aufhängung in der Weise, daß die Schwingungsebene vertikal ist. In mancher Beziehung vor- teilhaft erscheint jedoch die Anordnung mit horizontaler Schwin- gungsebene, welche in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorenluftschiffahrt (1917, S. 82) Ingenieur Kirste empfiehlt. Die Herstellung der Querschnitte und die Ausführung der Pendelversuche ist jedoch sehr lästig. Auch läßt die Genau- keit bei Anwendung primitiver Hilfsmittel viel zu wünschen übrig. Aus diesen Gründen werden derartige Bestimmungen wohl nur sehr selten ausgeführt.

Man kann auch das Widerstandsmoment aus Bruch- versuchen ableiten, indem man einen Teil der Probestäbe mit dem zu bestimmenden Querschnitte, einen andern Teil mit geometrisch einfachen Querschnitten ausführt. Solche Versuche hat der Verfasser einige ausgeführt. Sie sind wohl etwas genauer, aber noch wesentlich umständlicher und kost- spieliger als die Pendelversuche.

Bei dieser Sachlage gilt schon längst eine Annäherungs- formel als erwünscht, welche nur wenige aus der Zeichnung rasch abgreifbare Maße benutzt. Gewöhnlich setzt man unter

Anlehnung an die mathematisch korrekten Formeln für Rechteck und Dreieck das Widerstandsmoment gegen Biegung

$$W = \frac{b h^2}{k} \quad \dots \quad (1)$$

und paßt den Koeffizienten k der besonderen Form, so gut es eben geht, an. Leider muß k in so weiten Grenzen verändert werden, daß die Abschätzung recht schwierig ist. So schwankt

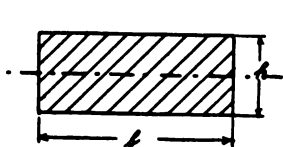


Fig. 1.

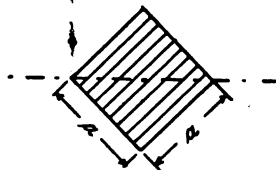


Fig. 2.

der Wert für Dreieck und Rechteck bekanntlich zwischen 6 und 24. Der Verfasser schlägt deshalb die Formel

$$W = \frac{F^2}{6b} \quad \dots \quad (2)$$

vor, welche ebenfalls mit dem Rechenstab ohne Zwischenablesung errechnet werden kann. Allerdings bedarf man zur Bestimmung des Flächeninhaltes F eines Planimeters.

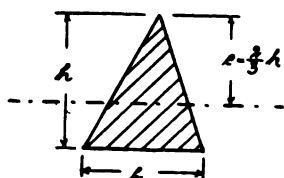


Fig. 3.

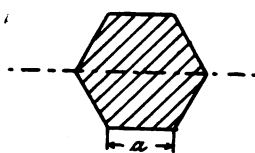


Fig. 4.

Man gewinnt aber den großen Vorteil, vor Fehlern in der Abschätzung des Koeffizienten geschützt zu sein, weil man für alle Querschnitte ohne einspringende Kanten sehr gute Annäherungen erhält. So gilt z. B. die Formel sowohl für Dreieck als auch für Rechteck mit mathematischer Genauigkeit.

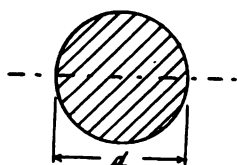


Fig. 5.

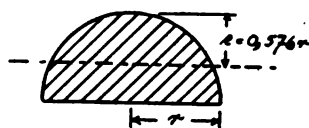


Fig. 6.

Die Abweichungen bei andern Querschnitten werden wir im folgenden in der Weise darstellen, daß wir einen Faktor f angeben, mit dem der berechnete Wert von W multipliziert werden muß, um den wahren Wert von W zu erhalten. Es sei vorausgeschickt, daß für die Formel (2) f stets nur um

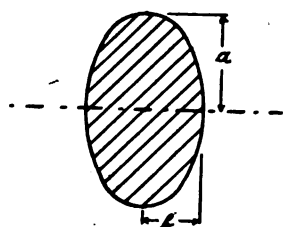


Fig. 7.

wenige Prozent von 1 verschieden ist. Die wahren Werte bezeichnen wir kurz mit W , die nach den Formeln (1) und (2) berechneten mit W_1 und W_2 . Für einige mathematisch einfach bestimmbare Querschnitte ergibt sich zunächst die Tabelle 1. Bei den Querschnitten, die nicht symmetrisch zur neutralen Faser liegen, ist stets das meistgebrauchte kleinere Widerstandsmoment berücksichtigt.

Tabelle 1.

Fig.	Querschnitt	W	$W_1^1)$	W_2	f_1	f_2
1	Rechteck	$\frac{1}{6} b h^2$	$\frac{1}{6} b h^2$	$\frac{1}{6} b h^2$	1,00	1,00
2	Quadrat Hochkant	$\frac{\sqrt{2}}{12} a^3$	$\frac{\sqrt{2}}{3} a^3$	$\frac{\sqrt{2}}{12} a^3$	0,25	1,00
3	Dreieck	$\frac{1}{24} b h^2$	$\frac{1}{6} b h^2$	$\frac{1}{24} b h^2$	0,25	1,00
4	Sechseck	$\frac{5}{8} a^3$	a^3	$\frac{9}{16} a^3$	0,625	1,111
5	Kreis	$\frac{\pi}{32} d^3$	$\frac{1}{6} d^3$	$\frac{\pi^2}{96} d^3$	0,589	0,955
6	Halbkreis	$0,1908 r^3$	$0,333 r^3$	$0,205 r^3$	0,57	0,930
7	Ellipse	$\frac{\pi}{4} a^2 b$	$\frac{4}{3} a^2 b$	$\frac{\pi^2}{12} a^2 b$	0,589	0,955

¹⁾ $k = 6$.

Um zu den aerodynamisch wichtigen Sichelprofilen überzuleiten, wird weiter eine Serie von Kreissegmenten (Fig. 8 bis 15) untersucht. Die Werte W sind durch weit-

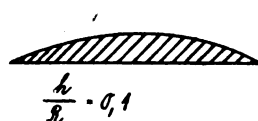


Fig. 8.

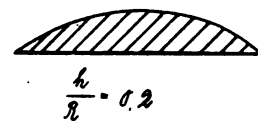


Fig. 9.

gehende Zoneneinteilung und nachfolgende Zahlenrechnung bestimmt, bis auf den Halbkreis (Fig. 15), der nach der mathematisch korrekten Formel, also genauer, berechnet ist. Die Resultate zeigt Tabelle 2. In der Fig. 16 sind die Werte von f_1 und f_2 aufgetragen. Die Abszissen entsprechen den Quotienten aus Höhe und Radius der Segmente.

Tabelle 2.

Fig.	$\frac{h}{R}$	$W^1)$	$W_1^2)$	W_2	f_1	f_2
8	0,1	87,5	91,2	86,0	0,960	1,018
9	0,2	477	499	474,5	0,956	1,006
10	0,3	1 261	1 340	1 280	0,942	0,985
11	0,4	2 600	2 670	2 620	0,975	0,993
12	0,5	4 515	4 515	4 570	1,000	0,988
13	0,6	6 910	6 890	7 180	1,003	0,962
14	0,8	14 140	13 100	14 750	1,080	0,959
15	1,0	23 850	20 800	25 700	1,146	0,930

¹⁾ W_1 , W_2 und W sind in cm^3 zu verstehen, wenn $D = 2 R = 100 \text{ cm}$ gewählt wird.

²⁾ $k = 12$.

Wie man sieht, liegen die Punkte nicht, wie zu erwarten stände, auf einer stetigen Kurve, ein Zeichen, daß die Genauigkeit des rechnerischen Verfahrens mangelhaft ist. Immerhin reicht sie dazu aus, ein Bild von der Brauchbarkeit der Überschlagsformeln zu geben. Die Formel (1) zeigt Unterschiede von 19 1/2%. Die vom Verfasser angegebene Formel (2) nur

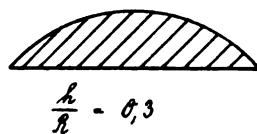


Fig. 10.

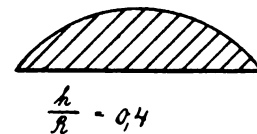
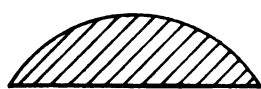


Fig. 11.

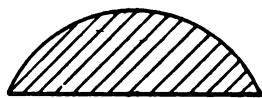
solche von 9% zwischen dem höchsten und tiefsten Werte von f . Die größte Abweichung von 1 beträgt bei f_1 nur 7%, und zwar beim Halbkreise, der aerodynamisch kaum noch in Frage kommt. Mit Rücksicht auf die aus anderen Gründen erforderlichen Sicherheiten erscheint diese Abweichung bei der Berechnung noch erträglich.

Denkt man sich alle Querschnitte der Fig. 8 bis 15 in horizontale Streifen geteilt und diese Streifen um einen konstanten Faktor a vergrößert, so erhält man statt der Kreis-segmente Ellipsensegmente. Beispielsweise ergeben sich aus



$$\frac{b}{R} = 0,5$$

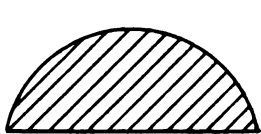
Fig. 12.



$$\frac{b}{R} = 0,6$$

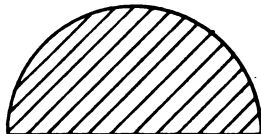
Fig. 13.

dem Querschnitt der Fig. 15 auf diese Art die Querschnitte der Fig. 17 bis 23. Ähnlich kann man Scharen von elliptischen Querschnitten aus den anderen Kreissegmenten entwickeln. Die wahren Widerstandsmomente derselben sind stets a -mal



$$\frac{b}{R} = 0,8$$

Fig. 14.



$$\frac{b}{R} = 1,0$$

Fig. 15.

so groß als die der entsprechenden Kreissegmente. Dasselbe ergibt sich auch bei Anwendung beider Überschlagsformeln. Die Werte von f aus Tabelle 1 gelten daher auch für diese Scharen von Querschnitten.

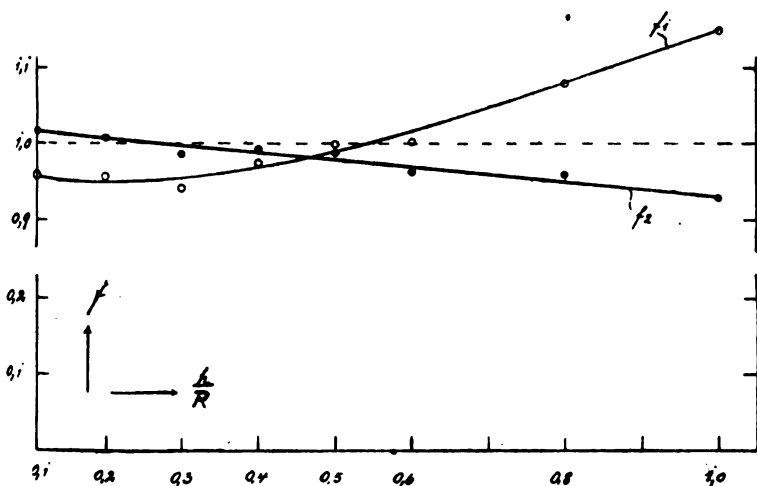
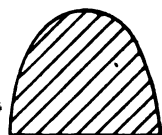


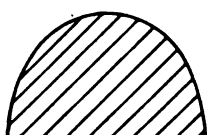
Fig. 16.

Bisher hatten sämtliche Querschnitte symmetrische Formen. Der Sichelform können wir uns auf folgende Weise nähern. In irgendeinem der Querschnitte Fig. 8 bis 15 oder Fig. 17 bis 23 denken wir uns eine Schar von Horizontalen parallel



$$\frac{b}{R} = 0,6$$

Fig. 17.

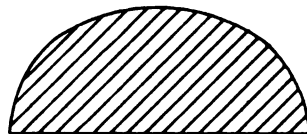


$$\frac{b}{R} = 0,8$$

Fig. 18.

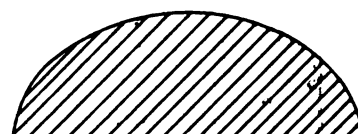
gezogen und dieselben ohne Änderung ihrer Länge verschoben. In Fig. 24 ist sowohl der ursprüngliche symmetrische als auch der entstandene sichelförmige Querschnitt eingezeichnet. Der letztere hat mit Bezug auf die frühere Schwerpunktsachse dasselbe Widerstandsmoment wie der erstere. Allerdings ist zu beachten, daß diese Achse nunmehr nicht genau mit der Hauptträgheitsachse zusammenfällt, was aber für den vorliegenden Zweck unerheblich ist.

Eine andere Art, zu Sichelfprofilen zu gelangen, besteht darin, daß man die untersuchten symmetrischen Profile in ihre Symmetriehälften zerlegt (Fig. 25) und zwei Hälften verschiedener Profile zusammensetzt (Fig. 26). Für die halben



$$\frac{b'}{b} = 1,2$$

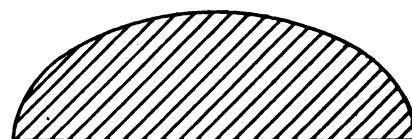
Fig. 19.



$$\frac{b'}{b} = 1,4$$

Fig. 20.

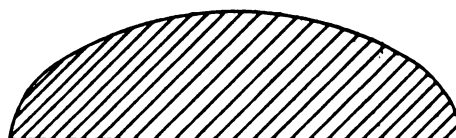
Profile gelten die oben ermittelten Werte von f_2 ebenfalls, und da diese wenig auseinanderliegen, sind sie auch für das zusammengesetzte Profil zutreffend.



$$\frac{b'}{b} = 1,6$$

Fig. 21.

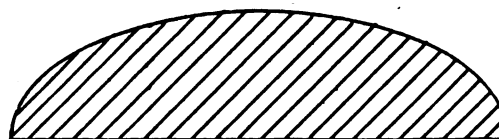
Hiermit haben wir uns den wichtigen Sichelfprofilen, wie sie namentlich im Propellerbau vorkommen, merklich genähert und gezeigt, daß für diese die Formel (2) anwendbar



$$\frac{b'}{b} = 1,8$$

Fig. 22.

ist. Es wird mit derselben möglich sein, die Festigkeit beispielsweise von Propellerprofilen rasch und sicher nachzurechnen.



$$\frac{b'}{b} = 2,0$$

Fig. 23.

Auf die entsprechenden Hohlprofile, welche für Blechpropeller, aber auch für zahlreiche andere Konstruktionsteile wichtig sind, kommen wir weiter unten zu sprechen.



Fig. 24.



Fig. 25.

Verdoppelt man die Profile Fig. 8 bis 15, so erhält man die der Fig. 27 bis 34. Dieselben sind auf dieselbe Art untersucht, wie die einfachen Segmente, wobei sich die Werte der Tabelle 3 und die Kurven der Fig. 35 ergeben.



Fig. 26.

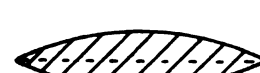


Fig. 27.

Die Unterschiede der Werte von f_1 betragen 21%, der Werte von f_2 nur 8%. Die größte Abweichung von f_2 zeigt der minderwichtige Kreisquerschnitt mit 4,5%. Es empfiehlt sich also auch für diese „sichelförmigen“ Profile die Anwendung der Formel (2).

Tabelle 3.

Fig.	$\frac{h}{R}$	$W^{1)}$	$W_1^{2)}$	W_2	f_1	f_2
27	0,2	366,2	364,5	344	1,003	1,035
28	0,4	1 926	1 995	1 895	0,965	1,015
29	0,6	5 180	5 360	5 130	0,966	1,010
30	0,8	10 650	10 670	10 480	0,999	1,016
31	1,0	18 380	18 100	18 250	1,014	1,006
32	1,2	28 450	27 550	28 600	1,032	0,995
33	1,6	57 750	52 400	59 000	1,101	0,979
34	2,0	98 300	83 300	103 000	1,178	0,955

¹⁾ $W^{(1)}$, W_1 und W_2 sind in cm^3 zu verstehen, wenn $D = 2R = 100 \text{ cm}$ gewählt wird.

²⁾ $h = 12$.

Entsprechend dem Vorgang bei den Sichelfprofilen können wir die Untersuchung leicht auf Profile ausdehnen, die durch Verdoppelung von Ellipsensegmenten entstanden

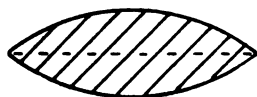


Fig. 28.

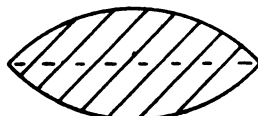


Fig. 29.

sind, ferner auf unsymmetrische Profile, welche durch Verschiebung horizontaler Streifen entstehen (Fig. 36), oder welche aus Hälften verschiedener vorher untersuchter Profile zu-

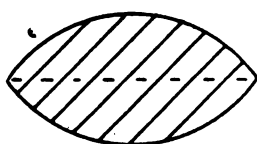


Fig. 30.

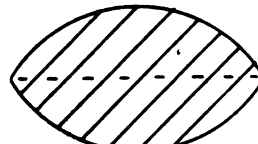


Fig. 31.

sammengesetzt sind (Fig. 37). Diese letzten Profile nähern sich der Tropfenform, welche für die Streben der Flugzeuge und andere Konstruktionsteile wichtig ist.

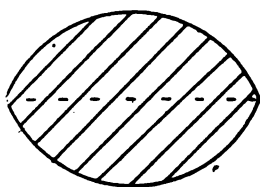


Fig. 32.

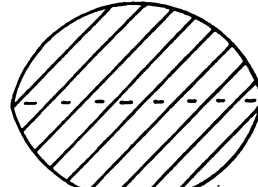


Fig. 33.

Sämtliche bisher untersuchten Querschnitte haben keine einspringenden Kanten, und diese Bedingung ist wesentlich für die Anwendbarkeit unserer Formel, wenngleich ein

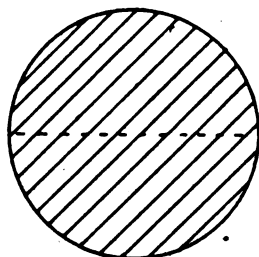


Fig. 34.

geringes Einspringen, wie es z. B. die Druckseite von Propellerprofilen mitunter zeigt, noch keine merklichen Fehler hervorruft. Dagegen wollen wir uns nun den Hohlprofilen (Fig. 38 u. 39) zuwenden.

Solche Hohlprofile kann man als Differenz zweier Vollprofile auffassen. Das Widerstandsmoment des Restprofils läßt sich dann einfach aus den Widerstandsmomenten der beiden Vollprofile berechnen. Bezeichnen wir ersteres mit W , letztere mit W_1 und W_2 , ferner die zugehörigen Trägheits-

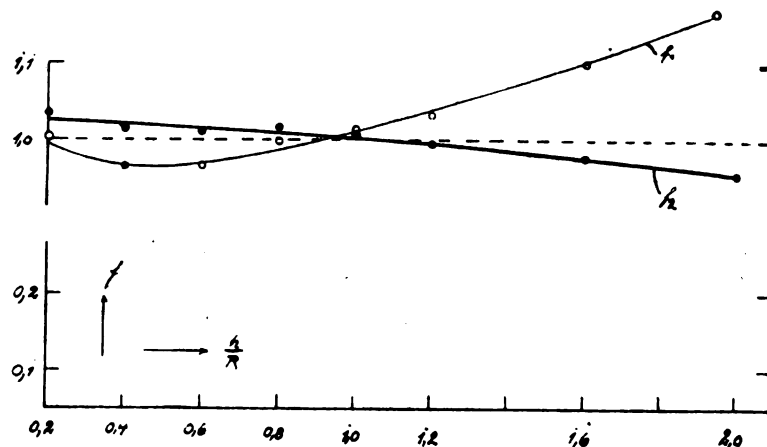


Fig. 35.

momente mit J , J_1 und J_2 und die Schwerpunktsabstände von der äußersten Faser mit e , e_1 und e_2 , so ist

$$W = \frac{J}{e} = \frac{J_1}{e} - \frac{J_2}{e} = W_1 \frac{e_1}{e} - W_2 \frac{e_2}{e}.$$

Unter der Annahme, daß die Schwerpunkte beider Profile in eine Achse zusammenfallen, wie bei den Tropfenprofilen

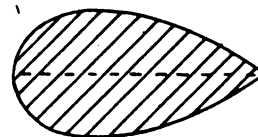


Fig. 36.

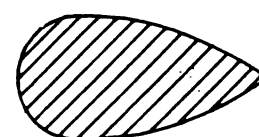


Fig. 37.

mathematisch genau, bei den Sichelfprofilen mit großer Annäherung zutrifft, wird

$$e = e_1$$

und

$$W = W_1 - W_2 \frac{e_2}{e_1}.$$

Bezeichnet h_1 , h_2 die Höhe der Profile, so kann man setzen

$$\frac{e_2}{e_1} = \frac{h_2}{h_1},$$

und es ergibt sich für das Hohlprofil die Formel

$$W = W_1 - W_2 \frac{h_2}{h_1} \quad \dots \quad (3)$$

welche ebensogut für dasselbe anwendbar ist, wie die Formel (2) für die Vollprofile, wenn man W_1 und W_2 nach letzterer bestimmt.

Ist nach obigem die Rechnung auf Biegezugsfestigkeit möglich, so kann man auch leicht die Knickfestigkeit berech-



Fig. 38.

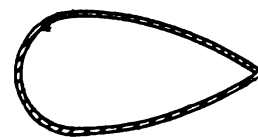


Fig. 39.

nen, indem man vom Widerstandsmoment rückwärts auf das Trägheitsmoment übergeht. Für Tropfen- und andere symmetrische Profile, die hierfür praktisch allein wichtig sind, ist

$$e = \frac{h}{2}$$

und daher

$$J = W \cdot e = W \cdot \frac{h}{2},$$

woraus man unter Benutzung von Formel (2) die Formel

$$J = \frac{F^2}{12} \cdot \frac{h}{b} \quad \dots \quad (4)$$

erhält. Für Hohlprofile ist einfach

$$J = J_1 - J_2.$$

$$A_1 = 0$$

$$A_0 = k \frac{P_1}{S} \sin \frac{a_1}{k}$$

$$B_0 = -k \frac{P_1}{S} \sin \frac{a_1}{k} \cotg \frac{s}{k}$$

$$B_1 = B_0 + k \frac{P_1}{S} \cos \frac{a_1}{k}$$

Die Momente zwischen

$$x = 0 \text{ bis } a_1 \quad M_1 = S B_1 \sin \frac{x}{k}$$

$$x = a_1 \text{ bis } s \quad M_0 = S \left(A_0 \cos \frac{x}{k} + B_0 \sin \frac{x}{k} \right)$$

Das Maximalmoment tritt an der Stelle x_m auf, so lange $\tg \frac{x_m}{k} = \frac{1}{\cotg \frac{s}{k}}$ einen Wert $x_m = s - \frac{k}{2} \pi$ gibt, der größer als a_1 ist.

Das heißt: Befindet sich die Last innerhalb der Strecke $x = 0$ bis $\left(s - \frac{k}{2} \pi\right)$, dann tritt das Größtmoment immer an der Stelle $x = \left(s - \frac{k}{2} \pi\right)$ auf und nicht unter der Last.

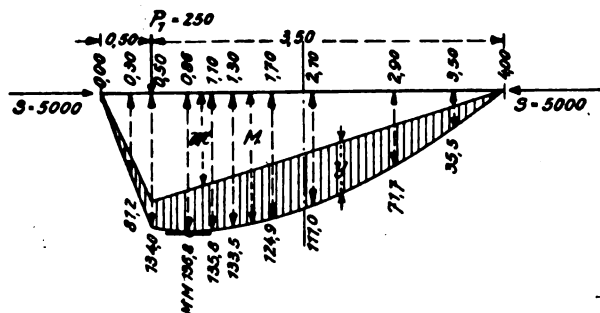


Fig. 3.

Ein Träger von $s = 4,0$ m Spannweite und einer konstanten $k = \sqrt{\frac{EJ}{S}} = 2,0$ m trägt im Abstand $a_1 = 0,5$ m vom linken Auflager eine Last $P_1 = 250$ kg. Gleichzeitig ist er axial mit $S = 5000$ kg auf Druck beansprucht.

Man findet wegen

$$\frac{k P_1}{S} = \frac{1}{10} \quad \sin \frac{a_1}{k} = 0,248 \quad \cos \frac{a_1}{k} = 0,969$$

$$\cotg \frac{s}{k} = -0,458$$

die Konstanten

$$A_0 = 0,0248$$

$$B_0 = 0,0114$$

$$B_1 = 0,1083$$

die Momentengleichung

$$M_1 = 541,5 \sin \frac{x}{k}$$

$$M_0 = 124 \cos \frac{x}{k} + 57 \sin \frac{x}{k}$$

Die Stelle des Maximalmomentes $x_m = 0,86$ m.

In Fig. 3 sind die Momentenlinien eingetragen. Die Stelle des Maximalmomentes liegt tatsächlich nicht unter der Last, sondern im Querschnitt $x_m = 0,86$ m.

2. Sonderfall. Die Lastanordnung ist zur Trägermitte symmetrisch (Fig. 4). Auf dem gezeigten Wege findet man die Konstanten B

$$B_0 = \frac{1}{S} (g k^2 + \mathfrak{M}_A) \tg \frac{s}{2k} + \frac{k}{2} P_0 \frac{1}{\cos \frac{s}{2k}} + k \tg \frac{s}{2k} \sum_{r=1}^n \frac{P_r}{S} \sin \frac{a_r}{k}$$

$$B_r = B_0 + k \sum_{r=1}^r \frac{P_r}{S} \cos \frac{a_r}{k}$$

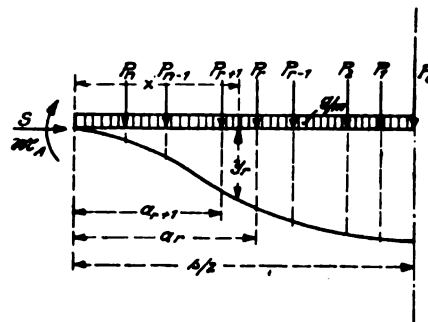


Fig. 4.

Da die Konstanten A unverändert geblieben sind, berechnet sich das Maximalmoment in Trägermitte

$$M = \frac{1}{\cos \frac{s}{2k}} \left[g k^2 \left(1 - \cos \frac{s}{2k} \right) + \frac{k}{2} P_0 \sin \frac{s}{2k} + k \sum_{r=1}^n P_r \sin \frac{a_r}{k} + \mathfrak{M}_A \right]$$

Aus dieser Formel können auch alle Einzelfälle herausgelesen werden.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Patenterteilungen.

37b, 3. 313947. Aus Gurtungen und gewelltem Steg zusammengesetzter leichter Träger, insbesondere für den Luftfahrzeugbau. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55. 5. 5. 17. Z. 9984.

37b, 4. 314509. Wellblech, insbesondere zur Abdeckung von Flugzeugtragflächen. Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg, Bismarckstr. 68. 29. 8. 17. J. 18347.

42c, 20. 307767 *K*. Flugrichtungs- und Fluggeschwindigkeitsmesser für die Verfolgung von Luftzielen, z. B. Luftfahrzeugen, unter Berücksichtigung der Windstärke und der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Fa. Gustav Heyde, Dresden. 12. 12. 17. H. 73303.

42c, 20. 303943 *K*. Auswanderungsmesser zur artilleristischen Bekämpfung beweglicher Ziele. Werkstätten für Präzisions-Mechanik und Optik Carl Bamberg, Berlin-Friedenau. 12. 1. 17. W. 48836.

42l, 15. 307126 *K*. Aneroidbarometer, insbesondere Höhenmesser und Höhenschreiber für Flugzeuge, umgeschrieben auf Reichsverwaltung, vertreten durch das Kgl. Preussische Kriegsministerium, Berlin. Militäriskus, vertreten durch die Kgl. Preussische Flugzeugmeisterei, Adlershof. 30. 5. 17. M. 61361.

42o, 13. 299153 *K*. Optischer Flugzeitenmesser; Zus. z. Pat. 297598. Adolf Hahn, München, Barthstr. 8. 24. 12. 15. H. 69442.

42o, 13. 299694 *K*. Geschwindigkeitsmesser nach dem Beschleunigungsprinzip. Anthonie François Hulsewé, Berlin, Eisenbahnstr. 5. 27. 3. 17. H. 71896.

42c, 13. 307692. *K*. Luftstrommesser, insbesondere für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 305523. Friedrich Wilhelm Gustav Bruhn, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 27. 20. 4. 18. B. 86143.

46b, 12. 314296. Vorrichtung zum Regeln von Verbrennungsmotoren, insbesondere für Flugzeuge. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. 26. 2. 18. L. 46228.

46b, 14. 314221. Regelungsvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Josef Berger, Feuerbach. 26. 4. 17. B. 83703.

46c, 21. G. 46333. Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. Fritz Gellert, Berlin, Chorinerstr. 33. 27. 2. 18.

46a, 12. 304388 *K*. Flugmotor mit Abgasturbine. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19. 6. 4. 17. L. 45165.

46c, 19. 299725 *K*. Kühler für Luftfahrzeugmotoren. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 16. 1. 16. A. 27704.

46c, 21. 314222. Kühler für Explosionskraftmaschinen. Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde, Ferdinandstr. 32, und Wolfgang Alfons Zemker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstr. 17. 23. 6. 18. D. 34647.

46c, 3. 299733 *K*. Federanordnung an selbsttätigen Einlaßventilen von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Carl Lehmann, Berlin-Friedenau, Kirchstr. 9. 10. 4. 15. L. 43120.

46c, 5. 299067 *K*. Kolben für Verbrennungsmotoren. Nationale Automobil-Gesellschaft, Aktiengesellschaft, Berlin-Oberschöneeweide. 24. 9. 16. N. 16531.

46c, 5. 300112 *K*. Kolben für einfachwirkende Verbrennungskraftmaschinen. Motorenfabrik Oberursel A.-G., Oberursel b. Frankfurt a. M. 28. 10. 15. M. 58713.

46c, 6. 314416. Vergaser mit einstellbarem Luftrohr. Herbert Howard Buffum, Laconia, und Robert Matthews Pierson, New York, V. St. A.; Vertr.: F. Bornhagen und G. Fude, Pat.-Anwälte, Berlin SW 68. 5. 9. 14. B. 78313.

46c, 7. 314427. Spritzvergaser. Anton Steichele und August Eckert, Augsburg. 14. 6. 16. St. 30006.

46c, 9. 314428. Vergaser mit sich drehenden Schaufeln. Daniel Siebenmann, Bern, Schweiz; Vertr.: A. Gerson u. G. Sachse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. 23. 9. 15. S. 44395.

46c, 23. 300157 *K*. Kühler für Verbrennungskraftmaschinen. Julius Mugler, Kiel, Feldstr. 104. 21. 3. 17. M. 61065.

46d, 10. 314347. Verbrennungsmotor mit Abgasturbine. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19. 7. 9. 17. L. 45603.

77h, 4. 300179 *K*. Ballonstoff aus Darmprodukten mit oder ohne Gewebeunterlage. Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof. 25. 12. 14. B. 78747.

77h, 4. 300177 *K*. Verfahren zur Herstellung wasserfester, glatter Bespannungen von Luft- und Wasserfahrzeugen. Dr. Artur Eichengrün, Berlin-Grünwald. 4. 4. 16. E. 21600.

77h, 5. 299179 *K*. Tragfläche für Flugzeuge mit veränderlicher Wölbung. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 22. 3. 16. A. 27902.

77h, 15. 300176 *K*. Einrichtung für drahtlose Telegraphie an Luftfahrzeugen. Dr. Erich F. Huth G. m. b. H., Berlin. 6. 9. 15. H. 68560.

77h, 15. 300187 *K*. Pneumatische Bombenauslösvorrichtung für Luftfahrzeuge. Gelösch am 10. 12. 18. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 11. 8. 15. A. 27285.

77h, 15. 302509 *K*. Schaltungsanordnung für mehrere Abwurfhaken mit Auslöse- und Verriegelungsmagneten, insbesondere für Abwurfvorrichtungen an Luftschiffen. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden. 18. 10. 16. L. 44643.

77h, 15. 305543 *K*. Landungslichter für Luftfahrzeuge mit Windrichtungsanzeiger. Julius Pintsch, A.-G., Berlin. 30. 11. 17. P. 36223.

77h, 4. 302480 *K*. Verfahren zur Herstellung eines Ballonstoffes aus Tierdärmen. Joseph Wagner und Grete Wagner, geb. Rügemer, Würzburg, Rotkreuzstr. 11. 3. 12. 16. W. 48709.

77h, 4. 303966 *K*. Ballongas. Farbenfabriken vorm. Friedr. Bayer & Co., Leverkusen b. Köln a. Rh. 8. 9. 16. F. 41231.

77h, 4. 314058. Starres Luftschiff mit in der Längsachse angeordnetem Träger. Oskar Hackenberg, Halle a. S., Freimfelderstraße 116. 23. 11. 13. H. 64396.

77h, 5. 302510 *K*. Abzugsvorrichtung für durch den Propellerkreisfeuernde, von der Propellerwelle aus zwangsläufig gesteuerte Maschinengewehre. J. Mehlich A.-G., Berlin. 28. 5. 15. M. 58049.

77h, 5. 314140. Steuerung für Luftfahrzeuge mittels Motoren. Reinhard Mannesmann, Remscheid. 15. 2. 17. F. 41647.

77h, 15. 300178 *K*. Aufhängung des Beobachtungskörpers für Fesselballone. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. 25. 6. 16. F. 41008.

77h, 15. 303888 *K*. Luftschiff-Ventil für Hand- und Druckluft-Betätigung. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. 6. 3. 17. L. 45065.

77h, 15. 304355 *K*. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben vom Flugzeug aus. Farbwerke vorm. Meister Lucius & Brüning, Höchst a. M., umgeschrieben auf F. C. Glaser, G. R. Pflaum, Alleinverkauf der Krupp'schen Feld-, Forst- und Industriebahnen G. m. b. H., Berlin-Tempelhof. 28. 10. 17. F. 42444.

77h, 15. 308410 *K*. Verfahren zur Verringerung der Sichtbarkeit von Körpern in freier Luft. Friedrich Riemschneider, Dresden, Förstereistr. 51. 18. 11. 16. R. 43959.

77h, 15. 308440 *K*. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 5. 6. 17. F. 41968.

77h, 5. 314387. Betriebsstoffbehälter für Luftfahrzeuge. Heinrich Oelerich, Leipzig, Bosestr. 2. 17. 8. 17. O. 10323.

77h, 9. 314355. Startbock für Landflugzeuge. Willi Tillack, Friedrichshagen b. Berlin. 9. 5. 18. T. 22006.

77h, 9. 314388. Achsverkleidung für das Fahrgestell von Flugzeugen. Hannoversche Waggonfabrik A.-G., Hannover-Linden. 8. 12. 17. H. 73289.

77h, 10. 314389. Schwingenflugzeug. Sigmund Kálisch, Galánta, Ung.; Vertr.: Dr. H. Hederich, Pat.-Anw., Kassel. 4. 7. 17. K. 64418. Österreich 9. 7. 14 u. 23. 4. 17.

77h, 2. 314455. Verspannung für die Querringe von Starrschiffen. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. 6. 10. 17. R. 45007.

77h, 5. 314517. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl. Kálmán Baron Pfeiffer, Wien;

Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler u. E. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. 24. 10. 15. P. 34333. Österreich 30. 9. 15.

77h, 6. 314462. Luftschraube mit hohlen Flügeln. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. 3. 9. 16. B. 82377.

77h, 7. 314456. Metallklammer für Flugzeugtragflächen. Friedrich Graß, Berlin, Fruchtstr. 59. 22. 3. 18. G. 46424.

77h, 7. 314463. Flugzeugtragfläche. Johann Schütte, Danzig. 3. 3. 17. L. 45054.

77h, 7. 314516. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche. Erich Kempe, Nürnberg. 3. 3. 18. K. 65748.

77h, 9. 314583. Schwimmkörper, insbesondere für Wasserflugzeuge. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H., Lindau-Reutin und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen a. B. 17. 10. 15. B. 80363.

77h, 1. 314205. Leitflächen für Fesselballone. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld. 31. 3. 18. L. 46235.

77h, 1. 314402. Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. 29. 3. 18. R. 45715.

77h, 5. 314353. Getriebekühlung, insbesondere für Luftfahrzeuggetriebe. Zahnradfabrik G. m. b. H. und Hans Keitel, Friedrichshafen a. B. 22. 12. 17. Z. 10252.

77h, 5. 314354. Tragende Blechauflage für Flugzeugrümpfe. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. 28. 12. 17. Z. 10257.

77h, 5. 314386. Tragdeckenversteifung. Gustav Otto, München, Elisabethstr. 39, und Fritz Ellyson, Wien; Vertr.: G. Dedreux, A. Weickmann u. H. Kauffmann, Pat.-Anwälte, München. 16. 1. 17. O. 10150.

77h, 5. 314008. Vorrichtung zur Übermittlung von Befehlen auf Luftfahrzeuge. Erich Schlechte, Leipzig-Eu., Wittenbergerstr. 26. 22. 8. 17. Sch. 51814.

77h, 5. 314012. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Merrill Elbridge Clark, New York, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 26. 3. 14. C. 24751.

77h, 6. 300188 *K*. Propellermeßnabe. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof b. Berlin. 7. 3. 16. D. 32419.

77h, 6. 301649 *K*. Nabenbefestigung für Luftschrauben. Christian Lorenzen, Neukölln, Münchenerstr. 46. 7. 9. 15. L. 43453.

77h, 6. 301750 *K*. Propellernabe. Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Sternplatz 5. 16. 12. 16. A. 28857.

77h, 9. 300183 *K*. Laufrad für Flugzeuge. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26. 9. 11. 15. H. 69218.

46b, 16. 312944. Verfahren und Einrichtung zum Regeln des Kompressionsdruckes von Verbrennungsmotoren, insbesondere von Umlauf-Flugmotoren. Ganderbergersche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt. 30. 6. 17. G. 45355.

77h, 4. 300605 *K*. Ballonhülle; Zus. z. Pat. 271933. Alwin Loewenthal, Charlottenburg, und Dr. Max Moszkowski, Berlin-Grünwald. 9. 10. 13. L. 40561.

77h, 5. 313691. Kampfflugzeug. Robert Burberg, Mettmann. 19. 4. 18. B. 86157.

77h, 5. 313692. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln. Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47. 23. 3. 18. J. 18663.

77h, 6. 298923 *K*. Panzerung für Propellerflügel. Efa-Gesellschaft m. b. H., Berlin. 2. 7. 16. E. 21738.

77h, 9. 313693. Holzsporn für Flugzeuge mit auf der Unterseite angeordnetem Stahlband. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H., Leipzig. 6. 11. 17. D. 33883.

77h, 15. 299058 *K*. Vorrichtung zum Lancieren von Wassertorpedos aus Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 299057. Julius Pintsch Aktiengesellschaft, Berlin. 29. 1. 15. P. 33734.

77h, 15. 299660 *K*. Horchballon, gelösch am 7. 4. 19. Franz Reichenkron, Köln a. Rh. 22. 10. 15. R. 42482.

77h, 15. 300186 *K*. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben von Luftfahrzeugen, umgeschrieben auf Robert Bosch Aktiengesellschaft, Stuttgart. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 1. 8. 15. B. 79920.

77h, 15. 300609 *K*. Abwurfhaken für Luftfahrzeuge, gelösch am 25. 1. 18. Deutsche Telephonwerke G. m. b. H., Berlin. 19. 3. 16. D. 32468.

77h, 15. 303327 *K*. Vorrichtung zum Anzeigen des Einflusses beliebiger Gewichtsveränderungen an Bord von Luftschiffen auf die Trimmlage derselben. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. 4. 11. 16. L. 44695.

77h, 15. 303810 *K*. Akustischer Sucher für Luftfahrzeuge. Karl Lutz, Dresden, Heynahtsstr. 7. 5. 10. 16. L. 44612.

77h, 15. 307608 *K*. Auslösevorrichtung für an Hebeln reihenweise aufgehängte Lasten. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, Baden. 30. 3. 16. L. 44005.

77h, 4. 314193. Gondel- und Fallschirmaufhängung an Ballonen und Drachen. Deutsche Floßboot-Werke G. m. b. H., Berlin. 19. 5. 18. D. 34510.

77h, 5. 314195. Steuerknüppel mit Vorrichtung zum Regeln der Gaszufuhr für Flugzeuge. Hannoversche Waggonfabrik A.-G., Hannover-Linden. 12. 12. 17. H. 73333.

77h. 5. 314196. Doppelhandradsteuerung für Flugzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 15. 11. 17. L. 45844.

77h. 5. 314197. Einstellbarer Fußhebel für Flugzeugsteuerungen. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. 22. 6. 18. L. 46805.

77h. 5. 314247. Entfernungsmesser für die Landung von Luftfahrzeugen. Paul Ufer, Berlin, Königgrätzerstr. 85a. 5. 11. 15. U. 5927.

77h. 6. 314142. Stahlpropeller. Metallwaren-Fabrik Gebrüder Ruppel, Gotha. 2. 10. 18. R. 46610.

77h. 6. 314143. Schraube für Luftfahrzeuge. Johann Schwartz, Herrenbrücke b. Lübeck. 25. 4. 18. Sch. 52959.

77h. 9. 298924 *K*. Fahrgestell für Flugzeuge. Georg Schwager, Berlin, Waldemarstr. 55. 3. 9. 15. Sch. 49028.

77h. 10. 314144. Antrieb von selbsttätig verwindbaren Flugzeugschlagflügeln. Otto Wittkowsky, Düsseldorf, Graf Adolfstr. 15. 2. 6. 17. W. 49341.

77h. 15. 300175 *K*. Rettungsgurt zum Verhüten des Abstürzens von an den Halteseilen eines Luftschiffes hängenden Leuten. Franz Clouth, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes. 17. 8. 16. C. 26290.

77h. 1. 309200 *K*. Am Fesselkabel ablaßbarer Ballonkorb für Fesselballone; Zus. z. Pat. 309199. Ballonhüllen-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Tempelhof. 15. 3. 18. B. 85805.

46c. 2. 312878. Vorrichtung zur Abdichtung und Schmierung der Führungen bewegter Maschinenteile von Brennstoffpumpen für Verbrennungskraftmaschinen. Dr.-Ing. Otto Mader, Dessau, Kaiserplatz 23. 28. 4. 17. M. 61233.

46c. 2. 313021. Zahnradschmierpumpe für Verbrennungsmotoren. Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz. 15. 3. 17. G. 44996.

46c. 29. 312838. Schalldämpfer. Hermann Angerstein, Magdeburg, Königstr. 32. 2. 10. 17. A. 29743.

46d. 4. 312879. Verfahren zur Benutzung verflüssigter Gase als Betriebsmittel für Maschinen und Apparate. Artur Wilhelmi, Beuthen O. S., Gustav Freitagstr. 4. 15. 8. 16. W. 48244.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragene Inhaber der folgenden Gebrauchsmuster sind nunmehr die nachbenannten Personen.

77h. 167593; 168264 u. 299929. Dansk Rekyrliffel Syndikat, Aktieselskab, Kopenhagen, Dänemark; Vertr.: Dr. Döllner, Seiler u. Maemecke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61.

77h. 4. 313090. Haltegurt für Lasten an Prallluftschiffen; Zus. z. Pat. 298940. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. 7. 4. 18. L. 46401.

77h. 5. 310097 *K*. Kampfflugzeug. Ago-Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 5. 11. 15. A. 27501.

77h. 5. 312894. Umlaufgetriebe für Luftfahrzeuge. Zahnradfabrik G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Graf Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. 21. 8. 17. Z. 10090.

77h. 5. 313015. Spannungsglied für Luftfahrzeuge, Wasserflugzeuge u. dgl. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. und Dr. Ing. Wilhelm Hoff, Berlin. 9. 10. 17. D. 33790.

77h. 9. 313078. Bremsvorrichtung für Flugzeuge. Hermann Hartmann, Lage i. Lippe. 26. 8. 17. H. 72690.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Luftschraubenuntersuchungen, Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie für 1913 bis 1915 von Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, drittes abschließendes Heft, hauptsächlich bearbeitet von Dr.-Ing. C. Schmid, mit 99 Abb. u. 28 Zahlentafeln. München und Berlin 1918, R. Oldenbourg.

Die im Titel der Berichte genannte Geschäftsstelle war wohl bei Gründung der Lindenberg Versuchsanstalt von der Anschauung ausgegangen, daß die Hubschraube noch einmal erhebliche Wichtigkeit gegenüber dem Drachonflugzeug gewinnen würde, und daß es nötig sei, diese Technik des Schraubenflugzeuges durch grundlegende Versuche vorzubereiten.

Wenn nun auch diese Anschauung sich bald, teilweise gerade durch die Lindenberg Versuche, als unrichtig erwiesen hat, so sind doch trotzdem glücklicherweise die Standschraubenversuche planmäßig weitergeführt und in diesem dritten Heft abgeschlossen worden.

Diese Standhaftigkeit hat sich belohnt, denn man muß Herrn Bendemann zugestehen, daß der Bau unserer modernen Luftschrauben sich tatsächlich nach den allgemeinen Regeln und Gesetzmäßigkeiten, die sich im Verlauf der Versuche nachweisen ließen, entwickelt hat.

Man könnte nun einwenden, und Herr Bendemann gibt es selbst ausdrücklich zu, daß seine unmittelbare, zahlenmäßige Anwen-

dung der Standversuche bei Treibschrauben nicht in Betracht kommen kann, dem ist aber zugunsten dieser Standversuche einerseits entgegenzuhalten, daß die Ergebnisse jedenfalls die ersten und wichtigsten Glieder der Schub- und Momentenfunktionen auch der Treibschraube liefern, die nun durch planmäßige Fahrtversuche ergänzt werden können, andererseits daß diese Grundergebnisse jetzt durch die Untersuchungen von Bendemann und seinen Mitarbeitern in einer Vielseitigkeit und Zuverlässigkeit vorliegen, wie es sich bei den so sehr viel mehr zeitraubenden und Fehlerquellen häufenden Fahrtversuchen sicher nicht hätte erzielen lassen.

Alle die wichtigen Fragen der Schraubentechnik nach Druckseiten- und Saugseitenform, nach Austrittswinkel, Flügelbreite, Flügelzahl und Flügelverwindung sind in diesen Berichten in scharf definierten Versuchserien beleuchtet und in auch mathematisch-mechanisch erschöpfender dimensionsloser Darstellung wiedergegeben.

Wie zuverlässig diese Versuche sind, zeigt unter anderem auch Anhang (1) über den schwierigsten Teil der Messung, nämlich die des Drehmoments, und zwar über die Bauart, Kontrolle und Eichung des Kolbendynamometers. Ein Anhang von Everling zeigt zum Schluß, wie etwa neue Versuchsserien planmäßig einzurichten wären.

Die einzigen Einwendungen, die man, und zwar nur gegen einen kleinen Teil der Versuche, richten könnte, wären zu erheben gegen die Messungen der Geschwindigkeiten, Stromrichtungen und Drucke in einem Schraubenstrahl (S. 27). Hier scheint mir die Berücksichtigung der rhythmischen Natur der Geschwindigkeiten und Drucke bzw. genauere Angaben der Art der dort vorgenommenen Mittelwertmessung der periodisch wechselnden Stromfelder zu fehlen, denn die Frage nach Inhomogenität des Schraubenstrahles und der nicht kreisförmigen, z. B. nach Föttinger sternförmigen Querschnittsform des Strahles, auch die Frage nach dem Gleichgewicht zwischen Strahldruck und Umgebung ist doch wohl wichtig.

Im Zusammenhang damit stehen Herrn Bendemanns theoretische Überlegungen über Energiebilanz und Wirkungs- und Gütegrad. Sie beziehen sich auf einen wesentlich homogenen Schraubenstrahl mit scharfem Drucksprung in der Schraubenebene und Überdruck hinter derselben. Gibt man diese Voraussetzungen zu, so sind die Betrachtungen in sich völlig konsequent sie geben einen großen Teil der Erscheinungen qualitativ richtig wieder, und die errechneten Wirkungsgrade werden tatsächlich obere Grenzen für das technisch Erreichbare sein.

Aber gerade die so gründlich von den Verfassern untersuchten Einflüsse von Flügelform, Flügelbreite, Flügelzahl und Flügelstellung werden durch Herrn Bendemanns theoretische Betrachtungen in keiner Weise in ein wissenschaftliches Schema gebracht. Hier fehlt uns noch eine gründliche Verknüpfung von hydraulischer Strahlbetrachtung und Flügelprofiltheorie, wie sie bei der geradlinigen Bewegung (von Kutta, Joukowsky, Prandtl und anderen) auch für das dreidimensionale Problem des kurzen Flügels schon durchgeführt wurde, aber für die kreisförmige Bewegung eines Flügels mit dem Einfluß von Nabe und Flügelspitzen bisher erst andeutungsweise vom Referenten selbst, Joukowsky, Föttinger und Grammel in Angriff genommen wurde.

Gelingt es einen solchen wissenschaftlichen Plan ganz durchzuführen, so werden die in den drei Heften vorliegenden Untersuchungen von Bendemann und seinen Mitarbeitern in ein noch helleres Licht rücken und als eine der wichtigsten experimentellen Grundlagen der Schraubentheorie der Zukunft dienen.

Reißner.

„Die Weltflugnormen“ des IASB. (International Aircraft Standards Board.) Nach dem Wortlaut in englischen Fachzeitschriften ins Deutsche übertragen und bearbeitet von Dr. E. Everling. Herausgegeben von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin und Adlershof 1918, Selbstverlag der Anstalt. 4°. Bisher 108 Seiten. 20 Abbildungen im Text. In Einbanddecke zum Nachheften M. 25.—

Der Herausgeber hat sich der sehr mühsamen, aber dankenswerten Arbeit unterzogen, die im Laufe der letzten Kriegsjahre veröffentlichten Normen des Weltflugnormenausschusses (IASB, International Aircraft Standards Board) zu übersetzen und zu bearbeiten. Die Übertragung zeichnet sich durch Gründlichkeit und Reinheit der Sprache aus. Die Einheitlichkeit und Übersichtlichkeit ist besser als im Original, was zum Teil dadurch erreicht wurde, daß an Stelle der vielen Wiederholungen im Original Rückverweisungen getreten sind.

Da die Weltflugnormen noch lange nicht abgeschlossen sind und vor allen Dingen die Normen für Fertigteile nur in sehr beschränktem Umfange vorliegen, ist die Herausgabe in Mappenform, die das Einheften der noch erscheinenden Normen in bequemer Weise gestattet, glücklich gewählt.

Die Bezeichnung „Weltflugnormen“ ist insofern irreführend, als die Normen sich größtenteils auf Rohstoffe und Halbzeug be-

ziehen und daher nicht nur für die Flugtechnik, sondern auch für verwandte Gebiete (Luftschiff-, Automobil-, Motorbootbau) Bedeutung haben. Andererseits sind gerade die Fertigteile (d. h. die eigentlichen Flugzeugbauteile), die bei uns schon weitgehend genormt sind, verhältnismäßig schwach vertreten.

Interessant ist es zu sehen, wie hochwertiges Material unseren Gegnern zur Verfügung gestanden hat, und wie eingehend zum Beispiel die Vorschriften für die Herstellung von Luftschrauben bei ihnen festgelegt gewesen sind.

Bei dem scharfen wirtschaftlichen Kampf, der uns bevorsteht, der zu einer Beschränkung der Lager auf eine kleine Zahl von Sorten zwingt und andererseits die Forderung leichter Auswechselbarkeit der Einzelteile stellt, werden die »Weltflugnormen« für die deutsche Flugzeugindustrie, aber auch für die verwandten Gebiete des Automobil- und Motorbootbaues große Bedeutung haben. G.

Strömungen einer reibungsfreien Flüssigkeit bei Rotation fester Körper. Beiträge zur Turbinentheorie von W. Kucharski, Ingenieur in Hamburg. München und Berlin 1918, R. Oldenbourg. Gr. 8^o, 147 S. Mit 61 Textabbildungen. Preis geh. M. 5,70.

Das Buch behandelt einige Aufgaben der Turbinentheorie vom Standpunkte der theoretischen Hydrodynamik reibungsfreier Flüssigkeiten. Im ersten Kapitel werden Grundbegriffe geklärt und von den Eulerschen Gleichungen aus der Zusammenhang zwischen Strömungsenergie und Wirbelung erörtert; es ergibt sich, daß unter Voraussetzung reibungsfreier Flüssigkeit für die technische Praxis Wirbellosigkeit anzunehmen ist. Der folgende Abschnitt untersucht die Energieverhältnisse bei Bewegung fester Körper, das Ergebnis wird auf die einfachste Turbine, die um eine Seitenkante umlaufende ebene Platte, angewendet. Kapitel III behandelt die ebene Strömung relativ zum umlaufenden Schaufelrade durch Überlagern von Zirkulation und fortschreitender Bewegung. Die Beispiele, Räder mit ebenen Schaufeln verschiedener Anzahl bis hin zum endlichen Schaufelstern in einer unendlichen Flüssigkeit, für den die Strömungsverhältnisse durch einen bemerkenswerten Analogieschluß ermittelt werden, nähern sich den ausführbaren Turbinen schon beträchtlich. Zuletzt wird das Bild der Strömung wirbelfreier oder wirbeliger Flüssigkeit durch eine gespannte Membran mit entsprechenden Randbedingungen ohne bzw. mit einseitigem Druck nachgeahmt, sowie die Strömung in Spiralgehäusen erörtert und für deren Gestaltung zwei Formen angegeben.

Die Darstellung der zum Teil neuen und auf neuartigem Wege abgeleiteten Zusammenhänge ist recht anschaulich, nur sind leider die eigentlichen Anschauungsmittel, die Abbildungen, meist bis zur Undeutlichkeit verkleinert. Von einigen schwer verständlichen Sätzen und verschiedenen Druck- bzw. Rechenfehlern in den Formeln (des dritten Kapitels) abgesehen, sind die verwinkelten Verhältnisse und Berechnungsverfahren mit erstaunlicher Klarheit dargelegt, so daß sie auch dem mathematisch weniger geübten Leser leicht zugänglich sind. E. Everling.

„Zeitgemäße Ingenieurausbildung“, zugleich Leitfaden für sämtliche Studierende des Maschinenbaues und der Elektrotechnik. Reformgedanken von N. A. Imelmann. Frankfurt a. M. West 1918, Johann Hammel. 8^o, 44 Seiten. Preis geheftet M. 1,80.

Das Thema des vorliegenden Buches steht im Brennpunkt des Interesses, das der Krieg, der vorwiegend ein technisch-wirtschaftlicher war, in den weitesten Kreisen für Technik und Wirtschaft erweckt hat.

Die äußerste Sparsamkeit mit allen Werten unseres Landes, den Rohstoffen, den geistigen und materiellen Energien, die uns der Krieg aufgezwungen hat und die in der kommenden Zeit in erhöhtem Maße Lebensbedingung für uns sein wird, verlangt unter anderem gebieterisch die planmäßige Hinleitung aller geistigen Kräfte an die Stellen, wo sie ihre Fähigkeiten mit höchstem Wirkungsgrad verwerten können. Die Forderung sozialer Gerechtigkeit »freie Bahn dem Tüchtigen« ist uns zur Lebensbedingung geworden. Das gilt insbesondere von den Arbeitsgebieten der Technik und Wirtschaft.

Wie der Verfasser darlegt, zerfällt die Aufgabe, jeden Mann an den rechten Fleck zu stellen, in zwei Hauptteile,

1. die Auswahl geeigneter Kräfte, was durch eine Eignungspsychologie erreicht werden soll, und
2. die Ausbildung selbst. Durch den vom Verfasser vorgeschlagenen Gang der Ausbildung sollen zwei Studienjahre gespart werden.

Nach einem Vorkurs von drei Monaten folgt ein praktisches Jahr, das von doppelter Bedeutung ist. Einmal erweist es einwandfrei die Eignung für den Ingenieurberuf, dann ermöglicht es eine eigentliche Hochschulausbildung mit größerem Wirkungsgrad durchzuführen. In diesem Sinne würde auch der vom Verfasser gewünschte seminaristische Unterrichtsbetrieb sehr vorteilhaft sein, er erfordert aber eine erhebliche Vermehrung des Lehrpersonals, die zurzeit wohl nicht in Frage kommt. Weniger kann man sich damit einverstanden erklären, wenn der Verfasser für eine Beschränkung der akademischen Freiheit eintritt. G.

Instrumentenkunde des Fliegers. Ein Hand- und Nachschlagebuch für Flugzeugführer und Beobachter. Von R. Thebis, Flugzeugführer und G. Römmeler, Leutnant. Berlin W 1919, M. Krayn. 8^o, 110 Seiten. Mit 82 Abbildungen. Preis geheftet M. 4,50.

»Ein Hand- und Nachschlagebuch« — bei seiner großen Reichhaltigkeit und Vollständigkeit, die z. B. bei den Geräten zum Beobachten des Wetters sogar das »Wetterhäuschen« nicht vergißt, mag man das Werkchen wohl ein Handbuch nennen; und da es die für den Flieger wichtigen Meßgeräte übersichtlich angeordnet aufführt, kann man es auch als Nachschlagebuch bezeichnen.

Die verschiedenen Instrumente sind eingehend, jedoch in einer Weise beschrieben, daß man oft glaubt, einen Prospekt des jeweiligen Herstellers zu lesen. Die Erläuterungen der Grundsätze zu den einzelnen Instrumenten wirken durch ihre »Unbefangenheit« recht eigenartig. Zwei Beispiele für viele: Der hohe Luftdruck bei heiterem Wetter wird durch größeren Feuchtigkeitsgehalt erklärt; und bei der Wärmegradmessung ist zur Erhöhung der Klarheit von der Wärmemenge die Rede.

Besonders erwähnt seien die zahlreichen Abbildungen; bei einigen kann man freilich nur ahnen, was sie darstellen. Leider fehlen Behandlungsvorschriften für die Instrumente.

Immerhin wird das Buch bei der auffallenden Lücke, die unser Schrifttum gerade auf dem Gebiete der Luftfahrtinstrumente aufweist, einen gewissen Leserkreis finden. E.

Güldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau. 27. Jahrgang 1919, Leipzig, H. A. Ludwig Degener. Kl. 8^o. I. Teil geheftet XVI und 728 Seiten, II. Teil gebunden 56 Seiten, Vermerkblätter und Kalender.

Die 27. Ausgabe dieses Kalenders, der für den Betriebstechniker so unentbehrlich werden dürfte, wie es für den Konstrukteur die »Hütte« ist, ist wie die früheren erfolgreich bestrebt, alle für die Betriebstechnik des Maschinenbaues und der verwandten Zweige nötigen wissenschaftlichen Grundlagen, praktischen Erfahrungen und gebräuchlichen Abmessungen in übersichtliche und gedrängte Form zu bringen.

Der Kalender, der in seinem handlichen zweiten Teil unter anderem die meist benutzten Zahlentafeln nebst den Bedürfnissen des Betriebstechnikers angepaßten Merkblättern enthält, stellt ein sehr brauchbares Nachschlagewerk dar, das dem Betriebsmann die nötige wissenschaftliche Grundlage, dem Ingenieur die grundlegenden praktischen Erfahrungen vermittelt; eine Sammlung von Betriebsanleitungen und gesetzlichen Bestimmungen betrieblicher und sozialer Natur erhöht die Verwendbarkeit des Werkes erheblich. Gs.

Drehzahl- und Fahrt-Fernzeiger für Flugzeuge und Luftschiffe. Von Obering. Dr.-Ing. Wilke, Leipzig. Sonderdruck aus »Der Motorwagen« vom 10. und 31. Dezember 1918. Berlin W 10, M. Krayn. 8^o, 15 Seiten, 15 Abbildungen im Text.

Kurze, allgemeinverständliche Beschreibung von Drehzahl- und Schalenkreuz-Geschwindigkeitsmessern, auch solchen für elektrische Fernanzeige. E.

Der Flugmotor in seinen gebräuchlichsten und neuesten Typen. Ein Handbuch für Flugzeugführer und Monteure. Ein Unterrichtsbuch für Fliegerschulen und Werkmeisterkurse. Zusammengestellt von Fliegerleutnant d. R. Hermann Kohl. Stuttgart 1918, Konrad Wittwer. Kl. 8^o. VII und 91 Seiten. Mit 29 Abbildungen. Preis geheftet M. 3,50.

Das kleine Buch löst die Aufgabe, Flugzeugführern und Monteuren ein rasches Selbststudium zu ermöglichen, in vorbildlicher Weise. Es ist frisch geschrieben und hebt sich durch klare Gliederung und Vermeidung von Überflüssigem wohltuend aus der verwandten Literatur heraus. Die kluge Beschränkung auf die erfolgreichsten Bauarten von Daimler, Benz (und Argus) ermöglicht auch auf dem engen zur Verfügung stehenden Raum alle für den Betrieb von Flugmotoren wesentlichen Zusammenhänge mit der wünschenswerten Klarheit auseinanderzusetzen. Mustergültig ist die Darstellung des Viertakt-Verfahrens. Einige Schönheitsfehler hätten bei sorgfältigerer Durchsicht vermieden werden können.

In einer zweiten Auflage werden Zensurrücksichten die geplante Behandlung der Höhen- und Umlaufmotoren hoffentlich nicht mehr verhindern.

Das Buch kann denen, an die es sich wendet, bestens empfohlen werden. G.

Die Verwertung von Erfindungen. Ein Leitfaden für Erfinder und Kapitalisten. Von Patentanwalt Dr. R. Worms, Gr. Okt. 114 Seiten. Verlag Carl Marhold, Halle a. S.

Das Wesen der Materie von Felix Auerbach in Jena, Gr. Okt. 144 Seiten, 15 Abbildungen, Verlag Dürrsche Buchhandlung in Leipzig.

Zur Analyse der Braunkohlen- und Steinkohlenteeröle und ihrer Destillate und die Verwendung derselben für Motorzwecke. Von Professor Dr. K. Dieterich-Heffenberg. Sonderdruck aus Heft 21/22 der Automobil-Rundschau 1918. 4^o, 9 Seiten mit schematischen Darstellungen und drei Tafeln der analytischen Merkmale.

Nach einleitenden Bemerkungen über die Wirkung des Kriegszustandes auf den Betriebsstoffmarkt und Ausblicken auf dessen zukünftige Gestaltung werden die Gewinnung und Verarbeitung der Braunkohlen- und Steinkohlenteeröle und die analytischen Merkmale der verschiedenen Produkte geschildert und übersichtlich in Tafeln dargestellt. Eine Bestimmung der Zusammensetzung aller jetzt käuflichen Brennstoffgemische ist für einen sicheren und unschädlichen Betrieb unerlässlich, aber an Hand der Tafeln und bei Verwendung des »MotoI«-Prüfgerätes, besonders der Dracorubin- und Dracorubin-Kapillar-Probe, auch für den Laien möglich.

Gs.

Die Dracorubin- und Dracorubin-Kapillar-Probe als einfaches Hilfsmittel zur Kennzeichnung und Unterscheidung farbloser Flüssigkeiten in der pharmazeutischen und chemischen Laboratoriumspraxis. Von Prof. Dr. Karl Dieterich-Helfenberg. Sonderdruck aus den »Berichten der Deutschen Pharmazeutischen Gesellschaft« XXVIII. Jahrg., Heft 9, Berlin 1918, Gebr. Borntraeger. Gr. 8°. 44. Seiten, 25 Abbildungen, eine Bildtafel.

Eine Unterscheidung häufig verwendeter farbloser Flüssigkeiten, worunter auch Benzin, Benzol, Spiritus und Mischungen dieser Stoffe, ist auch ohne die Hilfsmittel der quantitativen Analyse und der physikalischen Bestimmung (Brechungswinkel) durch die Dracorubin- und Dracorubin-Kapillar-Probe möglich. Das Wesen dieser Proben wird eingehend beschrieben und die Reaktionen der technisch wichtigsten Flüssigkeiten dargestellt; ein analytischer Schlüssel erleichtert die Anwendung. Die Abhandlung ist eine willkommene Ergänzung zu den verschiedenen Arbeiten Prof. Dieterichs über die Brennstoffprüfung und ermöglicht die Anwendung des »MotoI«-Prüfgerätes zur Bestimmung pharmazeutisch und technisch wichtiger Flüssigkeiten.

Gs.

Eine Sammlung der Rechtsbestimmungen des Reichs und der Bundesstaaten. Das früher vom Reichsamt des Innern herausgegebene »Reichskriegsblatt« ist nach Beendigung des Krieges vom 1. April d. J. an in ein »Deutsches Rechtsblatt« umgewandelt worden, als eine Sammlung der Rechtsbestimmungen des Reichs und der Bundesstaaten auf Grund der amtlichen Rechtsquellen. Der 1/2 Jahrespreis beträgt bei wöchentlichem Erscheinen M. 12,— (Verlag von Reimar Hobbing, Berlin SW 61, Großbeerenstr. 17). Die Bedeutung des neuen Unternehmens liegt in der Zusammenfassung aller im Deutschen Reich erlassenen Rechtsbestimmungen in Wochenheften nach einheitlichen Gesichtspunkten (Staats- und Verwaltungsrecht, Finanzwesen, Rechtspflege, Kriegswohlfahrtpflege usw.). Durch die neue Sammlung wird demnach die fast unübersehbare Zahl von Gesetzesammlungen und Ministerialblättern ersetzt. Welchen Wert die Zusammenstellung für alle Behörden und für den Schriftleiter, Politiker, Beamten, Rechtsanwalt und Kaufmann hat, liegt auf der Hand. Es wird dadurch für alle diese von den Rechtsvorschriften betroffenen Interessentenkreisen eine Arbeits erleichterung geschaffen, die nicht hoch genug veranschlagt werden kann.

Das »Deutsche Rechtsblatt« wird sich sehr bald als unentbehrliches Handwerkszeug für alle politischen, wirtschaftlichen und rechtlichen Vorgängen erweisen.

Trenkler, Die Chemie der Brennstoffe mit 2 Figuren und 2 Tafeln. 41 Seiten, M. 4.— zuzügl. 20% Teuerungszuschlag (Leipzig.) Otto Spamer 1919. Der Verfasser schildert die Entwicklung und den Stand der Chemie der Brennstoffe und die Stellung des Mondgasverfahrens in dieser Entwicklung. Trenkler ist Direktor der Deutschen Mondgas- und Nebenprodukten-G. m. b. H. in Berlin. Das Heft ist die erste Veröffentlichung einer Reihe von Monographien zur Feuerungstechnik. Künftige Veröffentlichungen sollten mit einem Inhaltsverzeichnis versehen sein.

Technische Centralbibliothek. Für die Angehörigen aller Berufe, die wissenschaftliche und gelehrte Interessen haben, ist in Deutschland von Staatswegen durch gute öffentliche Büchereien hinreichend gesorgt. Ein Pastor auf einem entlegenen Dorf, ein Arzt in einem kleinen Ort, der Lehrer eines entlegenen Waldschulheimes können alle Bücher, die sie für wissenschaftliche Arbeiten brauchen, in bequemer Weise von öffentlichen Büchereien durch die Post beziehen. Allein für den Techniker ist das nicht möglich. Ein Schiffbauingenieur, der in Berlin über Bergung gesunkener Schiffe schreibt, muß sich das wissenschaftliche Rüstzeug in der Technischen Hochschule, im Patentamt, im Verein deutscher Ingenieure und anderswo zusammenbetteln, denn einen Anspruch auf die Benutzung dieser Büchereien und auf häusliche Entlehnung hat er meist nicht. Die Staats-, Landes- und Universitätsbüchereien berücksichtigen das technische Schrifttum in so geringem Grade, daß ihre wirkliche Benutzung für den Ingenieur nicht in Betracht kommt. Unendliche Arbeitsvergeudung könnte verhindert, starke Arbeitsförderung erzielt werden durch Schaffung einer technischen Hauptbücherei mit den dazu gehörigen Verzeichnissen, Kartotheken, Auskunftsstellen usw. Die »Deutsche Bücherei« in Leipzig kommt hierfür nicht in Betracht, da sie nicht ausleiht und ausländische Schriften nicht aufnimmt. Auch die Bücherei des Deutschen Museums in München kann in absehbarer Zeit noch keine Bücher aus dem Hause geben. Dagegen befindet sich der erforderliche Unterbau für die berechtigten Forderungen unserer Ingenieure in der Bücherei des Patentamtes. Aus den erheblichen Einnahmen dieses Amtes, die aus den Kreisen der Industrie und Technik stammen, ist eine sehr bedeutende Bücherei entstanden. Es dürfte nicht unbillig sein, wenn dieselben Kreise an der Nutznießung des durch sie aufgetragenen Vermögens über die bisherige Benutzungsmöglichkeit hinaus dadurch teilzunehmen wünschen, daß das Reich seine Patentamtsbücherei allen Deutschen zur Benutzung öffnet. Den dahingehenden Antrag an die Reichsregierung, den der Deutsche Verband technisch-wissenschaftlicher Vereine und die Mehrzahl unserer großen industriellen Vereine gerichtet haben, wird auch die unbedingte Billigung der Öffentlichkeit finden, die an dem Fortschritt der Technik selbst großes Interesse hat.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Amt Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

a) Ordentliche Mitglieder:

Direktor Kasinger, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.
Dipl.-Ing. Albert Rinne, Charlottenburg, Rinne-straße 60.
Dipl.-Ing. Adolf K. Rohrbach, Charlottenburg, Wielandstr. 18.
Dipl.-Ing. E. Kock, Warnemünde, Seeflugzeugversuchskommando.
Direktor Karl Maybach, Friedrichshafen a. B.
Führ. von Thüna, Sindelfingen, Württbg.

b) Außerordentliche Mitglieder:

Nationale Automobil-Gesellschaft A.-G., Berlin-Oberschöneweide.
Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln-Bickendorf.
Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Maybach-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.

Hannoversche Waggonfabrik A.-G., Hannover-Linden.
Berlin-Halberstädter Industrierwerke A.-G., Halberstadt.
Bayerische Rumpler-Werke A.-G., Augsburg.

2. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Aloys van Gries, Konstanz, Zähringerplatz 3
Hptm. Geerditz, Charlottenburg, Ahornallee 25
Dipl.-Ing. Albert Simon, Neu-Finkenkrug b. Berlin.
Dr. Grulich, Höchst i. Odenwald.
Ernst Heinkel, Grumbach b. Schorndorf i. Württbg.
Walter Mumm, Nordhausen, Menzelungstr. 8.
Dr. de Weerth, Elberfeld, Königstr. 28.
Lt. Boykow, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 35.
Prof. Dr. von Sanden, Clausthal i. Harz.
Prof. Dr. K. Schreiber, Aachen, Lousbergstr. 10.
Dipl.-Ing. K. Grulich, Obering. d. Werft Warnemünde d. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H. in Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 5.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
NIKOLASSEE bei BERLIN, Gertrudstraße 3.
Tel.: Wannsee 769.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOUKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S.V.K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen
Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

26. Juli 1919.

Heft 13 und 14.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbart Vorreiter, Nikolassee bei Berlin, Gertrudstr. 3. Tel.: Wannsee 769. Telegr.-Adresse: „Vorreiter, Berlin-Nikolassee.“

INHALT:

Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen. Von Georg König, Berlin. S. 137.
Patentschau. S. 150.

Bücher-Besprechungen. S. 164.
Druckfehlerberichtigung. S. 164.

Der Zugkraftbedarf von Flugzeugen.

Von Georg König, Berlin.

Zur Ermittlung der Energieverteilung bei Flugzeugen kann man sich der Zugkraftdiagramme¹⁾ bedienen, man muß jedoch einerseits die Propellerkraft, andererseits die vom Flugzeug benötigte Zugkraft kennen. Die vorliegende Arbeit soll zeigen, wie man sich über den jeweiligen Zugkraftbedarf eines Flugzeuges teils aus theoretischen Angaben, teils durch Verwertung von Erfahrungen aus der Praxis Aufschluß verschaffen kann. Man wird also zunächst die Elemente studieren, aus denen sich der Zugkraftbedarf zusammensetzt (Abschn. A); dann wird man denselben als Ganzes auffassen und für ihn einen einfachen analytischen Ausdruck finden, um seine Eigenschaften in einer Form aufzudecken, die den inneren organischen Zusammenhang derselben erkennen läßt (Abschn. B). Ferner wird man zur Förderung systematischer Entwicklung den nützlichen oder schädlichen Einfluß von Konstruktionsänderungen ermitteln (Abschn. C), um schließlich zuletzt noch zu zeigen, in wie einfacher Weise die fertige Konstruktion im Fluge auf ihren Zugkraftbedarf sich prüfen läßt und — nach Art der Indikatordiagramme — Unterlagen von fundamentaler Bedeutung schafft.

Zusammenfassend darf also ausgesprochen werden, daß in vorliegender Arbeit eine Methode dargelegt wird, mittels

¹⁾ Z. f. F. u. M. 1911. S. 300.

der man mit beliebiger Genauigkeit die den Leistungsverbrauch betreffenden aerodynamischen Eigenschaften verbessern und die Fortentwicklung des Flugzeugbaues systematisch fördern kann¹⁾.

A. Elemente der Zugkraftkurve.

1. Luftwiderstand.

Bekanntlich kann der Beiwert im quadratischen Luftwiderstandsgesetz als Funktion des Produktes v mal Strebendicke d dargestellt werden, und zwar weist diese Funktion eine charakteristische Unstetigkeit auf. Dieselbe ist je nach der Schlankheit (Fig. 1) an anderer Stelle gelegen, die Fig. 2a gibt hierüber Aufschluß und zeigt die gemachten Messungen in abgerundeten Linienzügen.

Die Meßergebnisse werden ganz bedeutend übersichtlicher, wenn für die verschiedenen Profile die Widerstandskurven in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit aufgetragen werden. Dies ist ebenfalls in Fig. 2b bis 2f geschehen. Man erkennt, daß das Unstetigkeitsgebiet sehr wohl auf einem v -Gebiet

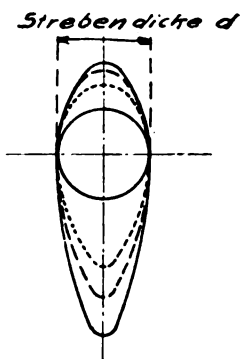


Fig. 1.

¹⁾ Einige Teile im Auszug mitgeteilt in TB III 5.

liegt, welches gerade für Steigzwecke in Betracht kommt und deshalb sehr beachtet werden muß. Bezeichnet man die Schlankheit (2; 2,5; 3) mit »sch«, so kann man die Regel aufstellen:

sein, denn außer den Streben ergeben die vielen Verkleidungen, Beschläge, Schrauben, Spannschloßteile usw. auch solche Unstetigkeitsstellen, die über das gesamte v -Gebiet zerstreut liegen.

Die Zerlegung von im Fluge gemessenen Zugkraftkurven in Profil- und schädlichen Luftwiderstand hat zu dem Ergebnis geführt, daß quadratische Zunahme des gesamten Luftwiderstandes zu unmöglichen Verhältnissen führt, wohl ist aber mit 1,8ter Potenz ein guter Ausgleich möglich gewesen (siehe später). Zur bequemen Umrechnung diene die Tabelle 1.

Man merke sich also:

Der Gesamtluftwiderstand eines Flugzeuges nimmt mit einer geringeren als der 2. Potenz, je nach Ausmerzung der Unstetigkeitsstellen mit der 1,9—1,8—1,7ten Potenz von v zu.

Es muß auch als Vorteil der Zugkraftdiagramme gebucht werden, daß solche komplizierte Abweichungen von einfachen Gesetzmäßigkeiten mühelos gefunden und fernerhin beachtet werden können. Aus obigen Gründen muß die übliche Einführung einer Widerstandsfläche im Gegensatz zur Tragfläche als Notbehelf bezeichnet werden.

2. Profilierung.

Zur Beurteilung von Flügelprofilen würde es genügen, die zur Niederlegung wissenschaftlicher Messungen nötigen Bezeichnungen zu benutzen, aber es ist zweifellos von größerem Wert, wenn die in der Praxis auftauchenden Auffassungen schon in der behandelnden Methode Ausdruck gefunden haben. Zu diesem Zwecke dienen folgende Ausführungen.

a) Geometrisches. Als Bezugslinie für das Profil dient bekanntlich die Gerade bzw. Sehne an die Unterseite. Gegenüber dieser rein geometrischen Linie muß man noch von einer Sehne der Strömung sprechen, als Verbindungslinie jener beiden Punkte, wo sich voraussichtlich die Strömung an der Vorderkante gabelt und an der Hinterkante wieder schließt.

Die gleichen Unterschiede muß man beim Anstellwinkel machen; obwohl man eigentlich nur vom »geometrischen Winkel« spricht, muß man sehr wohl bei vergleichenden Untersuchungen bedenken, daß nur der Winkel zwischen der Strömungssehne und der Flugrichtung, also der »effektive Winkel«, für die Strömung selbst bestimmend ist (Fig. 3).

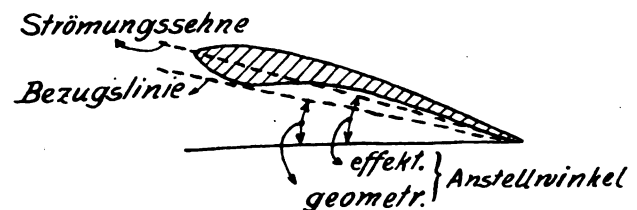


Fig. 3.

b) Die beiden Hauptstellungen. Um die einzelnen Erörterungen über den Wert irgendeiner Profilstelle in geordnete Bahnen zu lenken, empfiehlt es sich, zwei Anstellwinkel heraus-

Tabelle 1.

$\frac{v}{v_0}$	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5
$v \ 1,7$	1	1,175	1,36	1,56	1,77	2,00	2,23	2,47	2,72	2,98	3,25	3,53	3,82	4,12	4,43	4,75
$v \ 1,8$	1	1,186	1,39	1,605	1,83	2,07	2,33	2,60	2,88	3,18	3,49	3,81	4,14	4,48	4,84	5,20
$v \ 1,9$	1	1,198	1,41	1,655	1,90	2,16	2,44	2,74	3,06	3,39	3,74	4,1	4,41	4,86	5,28	5,71
$v \ 2,0$	1	1,21	1,44	1,69	1,96	2,25	2,56	2,89	3,24	3,61	4,00	4,41	4,84	5,29	5,76	6,25

Streben sind so zu profilieren, daß

$$v \cdot d(\text{sch} - 1) > 1000 \quad \dots \quad (1)$$

wird.

Dann ist die Unstetigkeitsstelle, also das Gebiet mit größerem Widerstand, gemieden.

Aber noch einen weit wichtigeren Gesichtspunkt liefern die Widerstandskurven; werden nämlich für ein Flugzeug die Kurven für alle Streben und Widerstandskörper zu einer resultierenden Kurve vereinigt, so kann diese keine Parabel

zugreifen, sie als Hauptstellungen zu kennzeichnen und sie allen Überlegungen zugrunde zu legen; es wird sich später zeigen, daß diese beiden Hauptstellungen dem Anfang und dem Ende des Hauptgeschwindigkeitsgebietes entsprechen.

Die erste Hauptstellung »a« des Flügelprofils soll bei einem effektiven Anstellwinkel gerechnet werden, der bei flachen Profilen ca. 4°, bei stark gekrümmten ca. 6° beträgt; er ist von dem Flächenausmaß, Luftwiderstand u. dgl. abhängig und soll — ganz allgemein definiert — gleich einem

Winkel gewählt werden, der beim Maximalsteigen des Flugzeuges in Tätigkeit ist. Das Profil soll natürlich für diese Stellung so gestaltet werden, daß hohes Tragvermögen mit geringem Verbrauch an Zugkraft verbunden ist (Fig. 4).

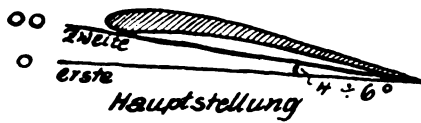


Fig. 4.

Die zweite Hauptstellung „00“ soll jene sein, bei der der effektive Anstellwinkel gleich Null ist; diese Stellung ist in Benutzung, wenn das Flugzeug auf Geschwindigkeit gestellt ist. Man wird also das Profil so ausbilden, daß in dieser Stellung der Zugkraftverbrauch möglichst gering ist.

Bei der Beurteilung eines Flügelprofils wird man demnach von jeder Profilstelle die Komponentenzerlegung des Luftdruckes nach den beiden Hauptstellungen ausführen und erwägen, ob der Betrag, den jedes Flügelteilchen liefert, für jede der beiden Hauptstellungen auch vorteilhaft ist. Auf diesem Wege kann man aus den Versuchsreihen wertvolle Regeln ableiten.

3. Elementare Zugkraftkurve.

Um von einer beliebig geformten Fläche die Kraftwirkungen der Luftströmung untersuchen zu können, empfiehlt es sich bekanntlich, von der rechteckig gestalteten Grundform auszugehen; die auftretenden Kräfte werden von dem Seitenverhältnis und dem Wölbungsmaß stark abhängen und sind durch zahlreiche Messungen an Modellflächen schon festgestellt worden. Zweck dieses Abschnittes ist es, diese vorliegenden Ergebnisse so zu bearbeiten, daß sie für die Praxis unmittelbar verwendbar sind und besonders für die Ermittlung des Zugkraftbedarfs handliche Form erhalten.

a) Die Darstellung der Versuchsergebnisse. Bekanntlich lassen sich für den Auftrieb A und den Widerstand W die beiden Gleichungen

$$\begin{aligned} A &= c_a \cdot F \cdot q \\ W &= c_w \cdot F \cdot q \end{aligned} \quad \dots \quad (2)$$

anschreiben und geben die Erklärung für die Gleitziffer

$$\varepsilon = \frac{W}{A} = \frac{c_w}{c_a} \quad \dots \quad (3)$$

Die Niederlegung der Versuchsergebnisse in Kurven kann entweder in Polardiagrammen erfolgen, wie dies Lilienthal, Eiffel getan haben, oder jede Funktion einzeln in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α . Man täusche sich nicht, beide Methoden sind zwar ausgezeichnet brauchbar, um den zunächst rein wissenschaftlich aufzufassenden Versuchswerten sichtbaren Ausdruck zu geben; aber sie befriedigen noch lange nicht die Wünsche, die beim Bau eines Flugzeuges erhoben werden können.

Man wird also die Darstellung der Versuchswerte mehr den Forderungen der Praxis anpassen und damit den Grundstock zum Zugkraftdiagramm legen. Im weiteren Verlauf dieses Abschnittes werden die meisten der bekannt gewordenen Messungen umgerechnet und in neuer Methode benutzungsbereit dargeboten.

b) Elementares Zugkraftdiagramm. Um die eben erhobene Anspielung auf verbesserte Darstellung Wahrheit werden zu lassen, erinnere man sich der bekannten Tatsache, daß die fundamentalste Bedingung beim Flugzeug für von der Horizontalen nicht allzusehr abweichende Fluglagen durch die Worte

Auftrieb = Gewicht = konstant

ausgedrückt werden kann und vollwertig in den Betrachtungsgang eingesetzt werden muß, um die Erscheinungen der Praxis treu nachzubilden. Man wird deshalb die Konstanz des Auftriebes in allen Fluglagen mit der Gewichtseinheit in Verbindung zu bringen haben.

Setzt man deshalb als ersten Schritt in obigen Gleichungen die Flächeneinheit ($F = 1$) ein, so wird in erster Gleichung die Flächenbelastung

$$g_f = c_a \cdot q$$

und in der zweiten der von der Flächeneinheit erzeugte Widerstand

$$w_f = c_w \cdot q$$

auftauchen. Geht man noch einen Schritt weiter in der Einführung der Einheiten und setzt die Flächenbelastung auch gleich eins, so geht das Gleichungspaar über in

$$\begin{aligned} g_f &= 1 \\ w_f &= \varepsilon \end{aligned}$$

und man muß rückwärts schließend nach jener Geschwindigkeit fragen, die gerade die Gewichtseinheit als Auftrieb liefert. Sie sei v_{e0} genannt. Die Hauptgleichungen gehen also über in die sehr interessante Form

$$\left. \begin{aligned} 1 &= c_a \cdot v_e^2 \cdot \frac{\gamma}{2g} = \frac{1}{16} c_a \cdot v_e^2 \\ \varepsilon &= c_w \cdot v_e^2 \cdot \frac{\gamma}{2g} = \frac{c_w}{c_a} \end{aligned} \right\} \dots \quad (4)$$

Mittels dieser beiden Definitionsgleichungen kann man also einerseits den Meßwert c_a in v_e umwandeln und damit eine neue „Unabhängige Veränderliche“ schaffen, andererseits eine neue Abhängigkeit, nämlich

ε als Funktion von v_e .

bilden und in einer Kurve auftragen. Diese Schaulinien geben durch die Ordinate an, wieviel Zugkraft die Flächeneinheit benötigt, um die Gewichtseinheit durch die Luft zu tragen. Damit ist aber für dieses Schaulinienbild der Name gegeben, es muß

elementares Zugkraftdiagramm

genannt werden und wird tatsächlich verwendet werden, um die allgemeinen Zugkraftdiagramme daraus abzuleiten.

Im Hinblick auf die grundlegende Bedeutung präge man sich die Definition ein:

Das elementare Zugkraftdiagramm gibt die Gleitziffer als Funktion jener Geschwindigkeit an, bei der in Luft von der Normaldichte durch die Flächeneinheit die Gewichtseinheit als Auftrieb erzeugt wird.

c) Elementare Bezeichnungen. Um verschiedene derartige Kurven miteinander vergleichen zu können, muß ein Maßstab oder eine Meßmethode gefunden werden, um wenigstens die allgemeinen Grundzüge einer jeden Kurve ausdrücken zu können; die hierzu nötigen Anhaltspunkte muß man sich schaffen, was in folgender, in der Praxis durchaus bewährten Art erfolgen möge: Der jeweilig tiefste Punkt der Kurve gibt den Minimalwert an Zugkraft an, der nötig ist, um die Gewichtseinheit schwebend zu erhalten, er nimmt also gegenüber allen anderen Kurvenpunkten eine bevorzugte Stellung ein, die hervorgehoben zu werden verdient. Dieses Gleitminimum heißt

Ökonomie oder Gleitzifferminimum ε_0 .

aber auch jene Stelle, bei der dieses Minimum eintritt, sei durch elementare Grundgeschwindigkeit v_{e0}

bezeichnet. Die Schlankheit der Schaulinien, also das Ansteigen der geforderten Zugkraft bei zunehmender Geschwindigkeit wird — späteren Ausführungen vorgehend — sehr

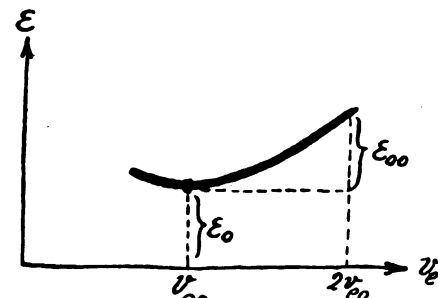


Fig. 5.

zweckmäßig durch den Zuwachs bezeichnet, den ε_0 von v_{e0} bis zu $2v_{e0}$ erfährt; dieser Zuwachs möge

Geschwindigkeitsziffer ε_{00}

genannt werden.

Diese drei Bezeichnungen, aus Fig. 5 ersichtlich, reichen hin, um die wichtigsten Eigenschaften der elementaren Zug-

kraftkurven zu erfassen und um sie gegenseitig gerade in solcher Deutung abzuwägen, wie sie die späteren Kapitel jeweils nötig machen. Deshalb soll auch auf entsprechende Würdigung dieser einzelnen neuen Bezeichnungen nicht eingegangen werden; dies ergibt sich später von selbst.

4. Zugkraftkurve und Polarkurve.

Die nützliche Gegenüberstellung beider Darstellungsmethoden wird durch die Fig. 6 gezeigt, in welcher korrespon-

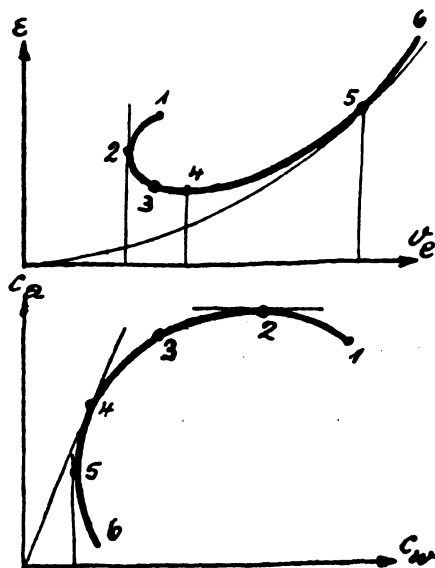


Fig. 6.

dierende Punkte durch gleiche Zahlen angegeben sind und deshalb längere Ausführungen erübrigen.

Das in der Polarkurve durch die Tangente bestimmte Gleitziifferminimum wird im Zugkraftdiagramm durch die Parallele zur v -Achse angegeben und Punkt 5 mit minimalem c_w berührt als Z-Kurve eine Parabel mit dem Koordinatenpunkt als Scheitel.

Wie die späteren Darlegungen zeigen werden, kommt für die Praxis nur das Kurvenstück zwischen Punkt 3 bzw. 4 und 5 in Betracht, es wird deshalb auch Hauptgeschwindigkeitsgebiet genannt werden. Die übrigen Kurvenstücke sind zur Untersuchung der Energieverteilung unnötig.

Aus gleichen Gründen empfiehlt es sich, nur den Anstellwinkel zwischen 3 und 4 anzumerken, er beträgt meistens zwischen 6° und 4° . Bei Punkt 5 ist der effektive Anstellwinkel fast gleich Null; es war deshalb sehr begründet, für die Beurteilung eines Flächenprofils gerade diese beiden Winkel als Anfang und Ende des Hauptgeschwindigkeitsgebietes auszuwählen und sie als Hauptstellungen zu bezeichnen. Damit sind gewissermaßen alle dazwischen liegenden Fälle mit gedeckt.

5. Versuchsergebnisse.

Der Wert des elementaren Zugkraftdiagrammes läßt sich am besten durch Umrechnung der an sich schon bekannten Messungen an Modellflächen erweisen; dies ist nachfolgend geschehen.

a) Die Fig. 7 zeigt zunächst für ein Profil (7a) die gebräuchliche Polarkurve (7b) und die Zugkraftkurve (7c) in elementarer Form; man bedenke wohl, daß bei letzterer die

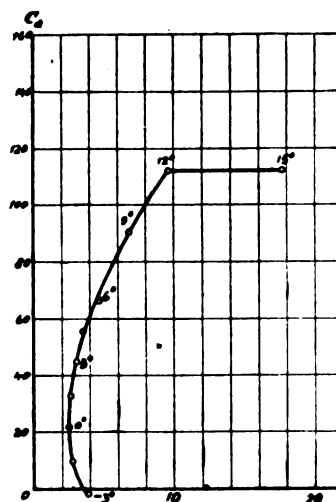


Fig. 7 b.

Flächeneinheit und die Gewichtseinheit definierend mitgewirkt haben. Die Tabelle 2 enthält alle Zahlenangaben, die in den Fig. 7 aufgetragen sind.

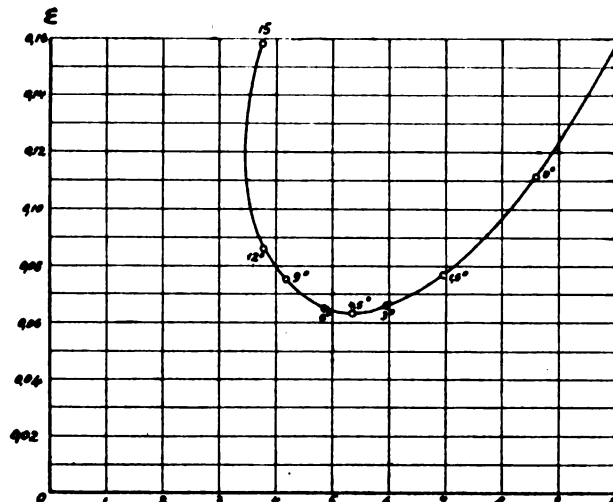


Fig. 7 c.

b) In Fig. 8 sind einige Messungen der Göttinger Versuchsanstalt niedergelegt. Würde man sich die Propellerkurve eingetragen denken, so gewinnt man einen recht anschaulichen Überblick über die Eignung eines jeden Profils.

c) Fig. 9 zeigt Dreieckermessungen nach T B 3.

d) Fig. 10 bringt den sehr interessanten Vergleich zwischen Fokker, Junkers und AEG DI-Profil.

e) Fig. 11 und 12 geben einige bemerkenswerte Profilmessungen in Zugkraftkurven wieder, die ungemein wertvolle Aufschlüsse über die zweckmäßigste Profilgestaltung geben.

Tabelle 2.

$b = 720 \text{ mm}$ $z = 120 \text{ mm}$		$F = 864 \text{ cm}^2$		Staudruck = 5 kg/m^2						
Anstellwinkel	$A \setminus$	W	C_a	C_w	C_n	C_r	C_m	$\frac{s}{z}$	V_g	ϵ
-3°	8,5	16,9	1,97	3,91	2,18	3,8	2,95	1,35	—	1,98
$-1,5$	42,5	11,4	9,85	2,64	9,8	2,9	5,55	0,566	12,76	0,268
0	94	10,6	21,8	2,46	21,8	2,45	8,15	0,374	8,58	0,112
1,5	140	10,7	32,4	2,48	32,5	1,62	11,0	0,340	7,00	0,0768
3	192	12,7	44,5	2,94	44,6	0,625	13,9	0,312	5,98	0,066
4,5	240	15,2	55,6	3,52	55,8	0,86	16,5	0,296	5,36	0,063
6	290,5	18,9	67,3	4,38	67,2	2,7	19,3	0,288	4,87	0,065
9	391	29,3	90,6	6,8	90,5	7,5	25,0	0,277	4,20	0,0752

Diese Beispiele sollten in Praxis vorführen, daß die Zugkraftkurven eine äußerst handliche und sehr brauchbare Methode abgeben, um die Bedürfnisse der Praxis zu befriedigen.

portional setzen, oder auch richtiger die genauen Funktionen für die Streben und dgl. einsetzen. Der entstehende Linienzug sei I (Fig. 13).

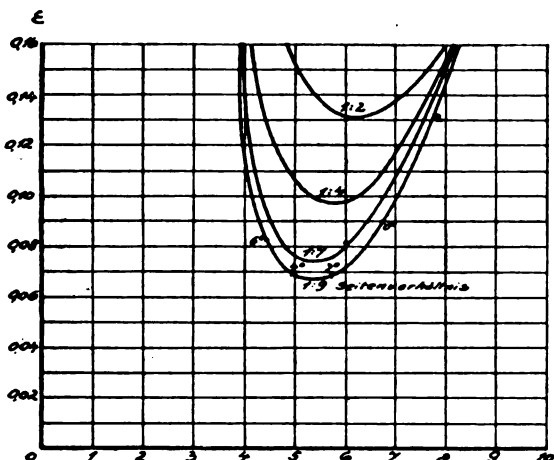


Fig. 8.

B. Eigenschaften der Zugkraftkurve.

1. Zugkraftkurve.

Die im vorigen Abschnitt zusammengetragenen Bausteine aus dem Gebiete der Strömungslehre ließen die Verhältnisse unter einheitlichen Gesichtspunkten erkennen und sollen jetzt

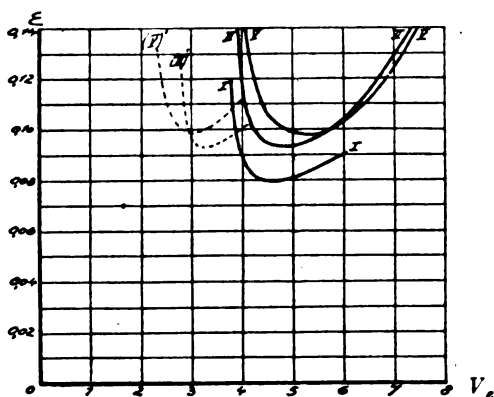


Fig. 9.

zur Auffindung des gesamten Zugkraftbedarfes eines Flugzeuges dienen. Man wird also zunächst die Zugkraftkurve aus den Elementen zusammensetzen, dann diese

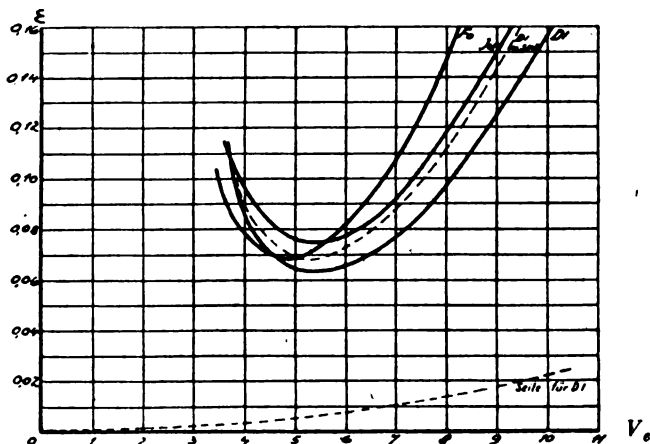


Fig. 10.

als Ganzes auffassen, schließlich noch das Gleitvermögen analytisch erfassen und zuletzt noch den Einfluß der Flughöhe feststellen.

a) Zusammensetzung der Kurve. Zunächst gilt es, durch Zusammenfassen der Luftwiderstände aller Streben, Seile u. dgl. den Gesamtluftwiderstand des Flugzeuges zu ermitteln; man kann ihn, wie schon erwähnt, $v^{1.7}$ bis $v^{1.9}$ pro-

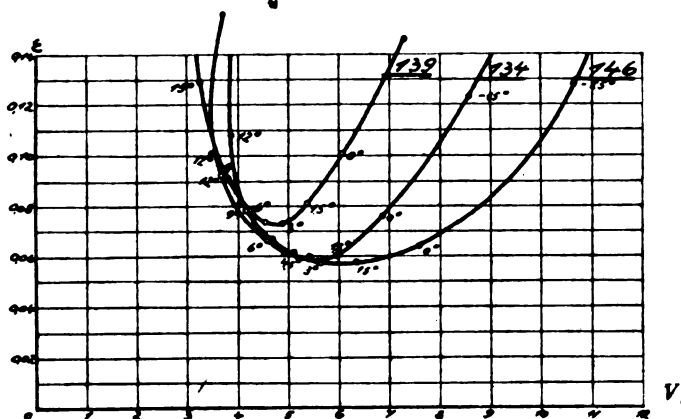


Fig. 11.

Weiterhin möge das Gewicht G von einem Tragflächensystem getragen werden, deren Gesamtfläche F von den Einzelflächen F_1, F_2, F_3 gebildet sein möge; dieselben werden sich

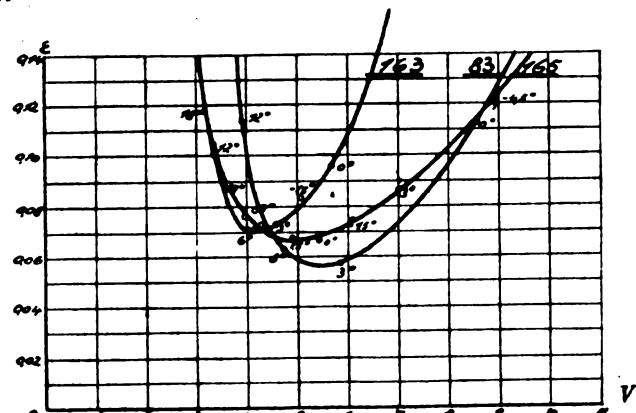


Fig. 12.

zweifelloos gegenseitig beeinflussen, so daß die mittlere Flächenbelastung

$$g_1 = \frac{G}{F}$$

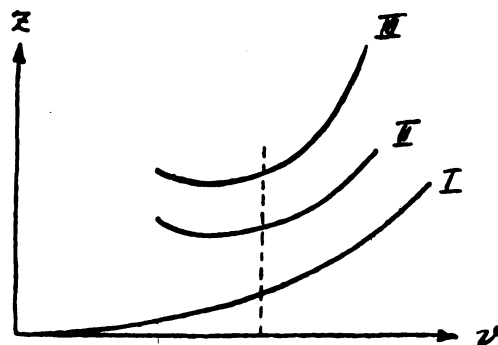


Fig. 13.

teils durch Schätzung teils nach Erfahrungswerten in die Einzelwerte

$$g_1, g_{12}, g_{13}$$

zu überführen sein wird.

Für jede Einzelfläche F_i findet man dann den Zugkraftbedarf nach den beiden einfachen Regeln:

Von jedem Punkt des elementaren Zugkraftdiagrammes ist: die Abszisse v_e auf das $= \sqrt{g_{fi}}$ -fache ϵu vergrößern, die Ordinate dagegen auf das $F_i \cdot g_{fi}$ -fache, da die Kurven sich auf die Gewichts- und auf die Flächeneinheit beziehen. Nach Addition der Zugkraftkurven für alle Flächenteile erhält man den Linienzug (II), der den vom Flugzeug zum Schweben allein nötigen Zugkraftbedarf ausdrückt, so daß durch einfache Ordinatenaddition

$$(I) + (II) = III$$

der dritte Linienzug entsteht, der schließlich den gesamten Zugkraftbedarf ausdrückt.

Der Vollständigkeit halber sei noch darauf hingewiesen, daß natürlich die Beeinflussung der Tragflächen untereinander in einem besonderen Rechnungsgang ermittelt und vor dem Addieren der Kurven berücksichtigt sein muß, wenn man lediglich von theoretischen Zahlen ausgeht.

Der eben befolgte Berechnungsgang für die Zugkraftkurve sollte in erster Linie zeigen, aus welchen Hauptbestandteilen sich die Zugkraftkurve zusammensetzt, damit besonders bei Verbesserungen u. dgl. der Einfluß jedes Konstruktionsteiles festgestellt werden kann.

Auch muß noch darauf hingewiesen werden, daß durch die Zugkraftkurve der Zugkraftbedarf

Z als Funktion von v

ausgedrückt worden ist, so daß in erster Linie durch Nennung von v schon ein bestimmter »Flugzustand« bezeichnet wird, so daß damit sowohl die Einzelbeträge an Zugkraft als auch die angemarkten Anstellwinkel der einzelnen Flächen eindeutig festgelegt sind.

Es muß hervorgehoben werden, daß der Anstellwinkel selbst in der Rechnung gar nicht benötigt wird und damit auch fernerhin wie beim Fliegen ganz unbeachtet bleibt.

b) Die Gleitziiffer. Es dürfte aus vorigem schon vermutet werden, daß als Ordinaten der Zugkraftkurve die Zugkräfte Z des Flugzeuges im vollen Betrag zu gelten haben; kleine Veränderungen am Flugzeug finden also sofort ihrer Bedeutung entsprechend, also proportional zum Ganzen, den richtigen Ausdruck, so daß die Kurve für den Konstruktionstisch zweifellos am brauchbarsten ist; man könnte diese Zugkraftkurve die absolute nennen.

Die gesamten Verhältnisse am Flugzeug lassen sich bedeutend leichter erklären und in Formeln fassen, wenn alles auf die Gewichtseinheit bezogen wird, und deshalb sei von neuem wieder die Definition ausgesprochen

$$\epsilon = \frac{Z}{G}$$

d. h. ϵ ist die für die Gewichtseinheit erforderliche Zugkraft; man kann also die Zugkraftkurve auch als ϵ -Linie aufgezeichnet denken, dies hängt ja nur von dem Maßstab ab; eine solche Kurve könnte man relative nennen.

Selbstverständlich ist die Gleitziiffer

ϵ dieselbe Funktion von v

wie Z , so daß in jedem Einzelfalle nach Belieben von einer zur anderen Darstellung übergehen kann.

Der nochmalige Hinweis auf die Funktion von v regt natürlich an, den Zuwachs längs v durch Differenzieren bzw. durch Tangentenbildung zu erlangen; man hätte dann von

$$\frac{d\epsilon}{dv} = \epsilon' \quad \dots \quad (5)$$

und von der Zugkraftzunahme per km Geschwindigkeitszuwachs

$$\epsilon' G \quad \dots \quad (6)$$

zu sprechen. Man überzeugt sich leicht, daß ϵ' zunächst negativ ist, dann durch Null hindurchgeht und dann langsam steigt.

Durch die Nullwerdung von ϵ' ist aber bekanntlich schon ein Punkt der Zugkraftkurve ausgezeichnet. An dieser Stelle hat die Gleitziiffer ihren kleinsten Wert erreicht, der deshalb genau wie beim elementaren Diagramm

Gleitziifferminimum ϵ_0

genannt sei. Bedenkt man jedoch, daß eben die vom Flugzeug

benötigte Zugkraft an dieser Stelle den geringsten Wert, also die beste Kraftausnutzung, aufweist, so kann man sich ruhig entschließen, dies Minimum als Maß für die »Ökonomie« zu bezeichnen.

Diese zweifellos hervorragende Stelle der Zugkraftkurve zwingt infolgedessen noch zu weiteren Feststellungen. Denkt man nämlich zurück an den Aufbau der Zugkraftkurve, so kann man das Gleitminimum ϵ_0 in zwei Summanden zerlegen

$$\epsilon_0 = \epsilon_{os} + \epsilon_{ol}$$

von denen der eine den Schwebewiderstand ϵ_{os} und der andere den schädlichen Widerstand ϵ_{ol} ausdrückt. Diese Zerlegung ist für den Konstruktionstisch, wenn es sich um die Verbesserung von Flugzeugen handelt, außerordentlich angenehm. Man versäume hierbei nicht zu beachten, daß der Quotient

$$\frac{\epsilon_{os}}{\epsilon_0} \text{ bzw. } \frac{\epsilon_{ol}}{\epsilon_0}$$

gewissermaßen ein Maß ist, um zu beurteilen, wie sehr ein Flugzeug auf Luftwiderstand gebaut ist.

c) Grundgeschwindigkeit. Der durch ϵ_0 bezeichnete Punkt der Z -Kurve verleiht in noch stärkerem Maße der zugehörigen Geschwindigkeit höhere Bedeutung; ja noch mehr: bisher fehlte gleichsam ein Maß für die Geschwindigkeit, eine Bezugseinheit; diese ist hierdurch gefunden, deshalb sei dies durch ϵ_0 bezeichnete v

Grundgeschwindigkeit v_0

genannt; sie wird genau wie ϵ_0 in allen Rechnungen wiederkehren und hat sich in der Praxis, besonders als Geschwindigkeitsmaß, bestens bewährt.

Um gleich auf derselben Spur zu bleiben, wird man als v -Maß den allgemein gültigen Geschwindigkeitsquotienten

$$\frac{v}{v_0}$$

nennen müssen. Die naheliegenden Werte hierfür werden

$$1 \text{ und } 2$$

sein, damit v_0 und $2v_0$ bestimmend; zwischen beiden werden die gebräuchlichsten Fluglagen anzutreffen sein, so daß man das durch v_0 und näherungsweise $2v_0$ eingeschlossene v -Gebiet als »Hauptgeschwindigkeitsgebiet« bezeichnen kann, denn bei kleinerem v als v_0 zeigt das Flugzeug das Bestreben, durchzusacken; bei größerem v als $2v_0$ treten Flugverhältnisse ein, deren Energiebedarf weniger wichtig ist. Die Fixierung des v -Gebietes hat also den Zweck, darauf hinzuweisen, daß es für die Praxis genügt, die zwischenliegenden Flugverhältnisse klar zu erfassen.

d) Tragziiffer. Es wird sich später immer mehr zeigen, daß allen Rechnungen die Grundgeschwindigkeit v_0 zugrunde liegt; damit treten jedoch noch andere Zusammenhänge in den Vordergrund. Der wichtigste ist durch die Gleichung

$$g_f = v^2 \cdot c_{a0} \quad \dots \quad (7)$$

genannt. Der Zugkraftkoeffizient hat im Hinblick auf die Grundgeschwindigkeit v_0 erhöhte Bedeutung, so daß man durch die

Tragziiffer c_{a0}

erkennt, welches Tragvermögen die Flugzeugkonstruktion besitzt. Es ist sehr beachtenswert, daß in diesem Koeffizienten sämtliche Einflüsse wie Luftwiderstand, Beeinflussung der Flächen gegeneinander usw. berücksichtigt worden sind. Bei Vergleichen von Flugzeugen leistet somit diese Güteziiffer sehr wertvolle Dienste.

Man könnte auch statt dessen den Quotienten

$$v_{\epsilon} = \frac{v_0}{\sqrt{g_f}}$$

zur Beurteilung der Tragfähigkeit heranziehen; je tragfähiger eine Konstruktion, um so geringer wird die zum Tragen der Gewichtseinheit erforderliche Geschwindigkeit v_{ϵ} sein. (Ausführliches darüber später.)

e) Form der Kurve. Bis jetzt waren nur die Koordinaten des wichtigsten Kurvenpunktes durch Bezeichnungen gefaßt worden, so daß noch über den Charakter der Kurvenform einige Festsetzungen getroffen werden müssen.

Der wichtigste Gesichtspunkt wird durch die Frage gedeckt: Wie steil wird die Kurve bei zunehmendem v sein.

Der einfachste Maßstab hierfür wird der bei $2v_0$ auftretende ε -Zuwachs sein, da derselbe auf die Geschwindigkeit wesentlichen Einfluß hat, so sei er

Geschwindigkeitsziffer ε_{00}

genannt.

Mit dem Auftauchen eines neuen ε -Wertes entsteht sofort die Frage, wie steht er zu ε_0 ; man wird also dem Quotienten aus beiden etwas Aufmerksamkeit gewähren müssen und wird die Bezeichnung festlegen

$$\text{Krümmung } \varepsilon_\varepsilon = \frac{\varepsilon_{00}}{\varepsilon_0} \quad \dots \quad (8)$$

Die zunächst sonderbar anmutende Bezeichnung Krümmung ist doch treffend gewählt, denn man kann sehr wohl sagen, daß die Krümmung der Kurve um so stärker ausfällt, je größer ε_{00} ist.

Dieses Krümmungsmaß kann auch in der Nähe von v_0 gelten, denn läßt man v_0 um Δv_0 wachsen, so würde ε_0 um $\Delta \varepsilon_0$ zunehmen; würde man nun für

$$\frac{\Delta v_0}{v_0}$$

einen festen Wert ein für allemal festlegen, z. B. 0,1, so würde in dem zugehörigen Betrag $\Delta \varepsilon$ ein Maß für die Krümmung in der Nähe von v_0 gefunden sein.

In den nächsten Abschnitten wird gezeigt werden, daß unter gewissen Voraussetzungen dieser Betrag mit obigem Krümmungsmaß ε_ε identisch ist.

2. Hauptgeschwindigkeitsgebiet.

Der vorige Abschnitt zeigte die Entstehung der Zugkraftkurve und die Art, wie man die wichtigsten Merkmale derselben bezeichnen und für die weiteren Rechnungen vorbereiten kann. Dies letztere wird sich besonders vorteilhaft gestalten lassen, wenn in Anlehnung an die Forderungen der Praxis die meist vorkommenden Fluglagen bevorzugt behandelt werden und wenn man durch diese Spezialisierung sich Vereinfachungen schafft. Auf diesen Gedankengang stützt sich die Definition eines »Hauptgeschwindigkeitsgebietes«, dessen Eigenheiten im folgenden näher dargelegt sein mögen.

a) Anfang des Hv -Gebietes. Bekannt ist, daß die Geschwindigkeit eines Flugzeuges zwar vom jeweiligen Flugzustand abhängig, aber nur zwischen bestimmten Grenzen veränderlich ist. Am sichersten ist die unterste Grenze anzugeben, denn sowohl beim Steigen wie beim Gleiten kommt man kaum zu Geschwindigkeiten, die nennenswert kleiner sind als die Grundgeschwindigkeit v_0 . Nur beim Ankippen während des Landungsvorganges und beim Ausgeben des allerletzten Zugkraftüberschusses, um noch etwas Höhe zu erklimmen (wie später bewiesen wird) sinkt die Geschwindigkeit unter v_0 . Man kann also mit gutem Recht erklären:

Das Hauptgeschwindigkeitsgebiet beginnt bei der Grundgeschwindigkeit v_0 .

Man wird sich erinnern, daß für v_0 auch die Gleitziffer ε_0 ihren Minimalwert durchläuft und mit zunehmendem v ständig steigt. Dadurch wird die obige Erklärung des Hv -Gebietes sehr angenehm erweitert, weil man unwillkürlich zur Auffassung gedrängt wird:

Für das Flugzeug scheinen die Grundwerte v_0 und ε_0 unvermeidbare Verlustziffern zu sein, darüber hinaus beginnt erst nützliche Arbeitsleistung.

Die beiden Werte v_0 und ε_0 haben also als Anfang des Hv -Gebietes zu gelten.

b) Die beliebige Fluglage ist durch die allgemeinen Werte v und ε bestimmt, in Anlehnung an die eben aufgestellten Erklärungen kann man dann die beiden grundlegenden Gleichungen anschreiben:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \varepsilon_0 + \varepsilon_v \\ v &= v_0 + v_v \end{aligned}$$

Die neuen Werte

$$\varepsilon_v \text{ und } v_v$$

bezeichnen also den Zuwachs, den ε_0 und v_0 erfahren, wenn das Flugzeug beginnt, das Hauptgeschwindigkeitsgebiet zu durchlaufen. Man wird also sehr gern diesen Zuwachs im Verhältnis zu den Grundwerten dargestellt sehen wollen, was zu den Gleichungen

$$\begin{aligned} \varepsilon_v &= \zeta \cdot \varepsilon_0 \\ v_v &= \nu \cdot v_0 \end{aligned}$$

führt mit zwei neuen Hilfskoeffizienten. Dieselben haben zwar keine erhebliche Bedeutung, erleichtern aber sehr eine übersichtliche Darstellung und ermöglichen die ersten Gleichungen in der Form zu schreiben:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \varepsilon_0 (1 + \zeta) \\ v &= v_0 (1 + \nu) \end{aligned} \quad \dots \quad (9)$$

Die zugehörige Fig. 14 läßt recht deutlich die organischen Zusammenhänge erkennen; man findet aus den Koordinaten v_0, ε_0 den Anfang des Hauptteiles der Zugkraftkurve

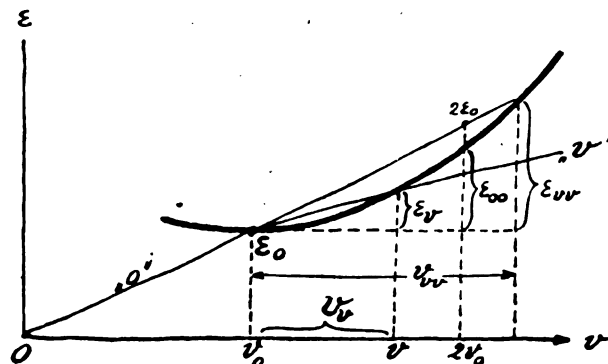


Fig. 14.

und bemerkt, daß zur Verdeutlichung seiner Lage auch der Quotient

$$\frac{\varepsilon_0}{v_0}$$

als Steigung des einen Strahles » ε « beiträgt, zumal noch durch ihn eine neue Vorstellung über das Durchlaufen des Hv -Gebietes wachgerufen wird: man beobachtet das Steigen des durch v_v und ε_v gegebenen » ε «-Strahles, dessen Steigung mit Null beginnt und ständig steigt, um schließlich in die gleiche Richtung wie » ε « überzugehen; währenddessen läuft der die Fluglage bestimmende Kurvenpunkt die Kurve entlang. Durch diese Beobachtung sind aber für den Quotienten

$$\frac{\varepsilon_v}{v_v}$$

klare eindeutige Grenzen festgelegt. Bedenkt man, daß dieser Quotient auch in der Form

$$\frac{\varepsilon_v}{v_v} = \frac{\varepsilon_0}{v_0} \cdot \frac{\zeta}{\nu}$$

geschrieben werden kann, so findet man, daß der Quotient

$$\frac{\zeta}{\nu}$$

für die Strahlenwanderung ausschlaggebend ist. Man könnte noch etwas weiter gehen und aussprechen, daß zur Bestimmung einer beliebigen Fluglage die Nennung dieses Quotienten genügen würde.

c) Ende des Hv -Gebietes. Durch den Wert

$$\frac{\zeta}{\nu} = 1$$

wird zweifellos eine äußerst wichtige Proportionalität ausgesprochen, die noch dadurch sehr deutlich gemacht werden kann, daß für diesen Spezialwert der Quotient

$$\frac{\varepsilon}{v} = \frac{\varepsilon_0 + \varepsilon_v}{v_0 + v_v} = \frac{\varepsilon_0}{v_0} = \frac{\varepsilon_v}{v_v}$$

in Einzelquotienten zerfällt. Diese Proportion zwischen den wichtigsten Größen muß späterhin sehr fühlbare, markante Vereinfachungen in den Rechnungen geben, so daß die Hervorhebung dieses Falles berechtigt erscheint; da offenbar durch diesen Grenzwert ein v -Gebiet abgetrennt wird, das ungefähr der Länge v_0 entspricht, so würden die am meisten vorkommenden Flugfälle schon abgegrenzt sein, und man kann deshalb definieren:

Das Hauptgeschwindigkeitsgebiet endigt an jener Stelle, wo der » ε «-Strahl in den » ε «-Strahl übergeht, also wenn $\zeta = \nu$ ist.

Das gesamte Hv -Gebiet ist also nach beiden Seiten durch die Bedingung

$$0 < \frac{\zeta}{v} < 1 \quad \dots \quad (10)$$

begrenzt. Man könnte wohl geneigt sein, die oben so deutlich hervorgehobene Proportionalität als ein zu geringwertiges Moment anzusehen, um eine so weitreichende Abgrenzung auszusprechen; aber es lohnt sich, den weiteren Verlauf der Darlegungen abzuwarten; sie werden zeigen, daß eine so stark betonte Hervorhebung eines Teils der Zugkraftkurve vollaus berechtigt war.

d) Die Koordinaten des Endpunktes. Um vollständig zu sein, empfiehlt es sich, noch auf die Koordinaten des Endpunktes näher einzugehen, sie sind mit v_{vv} und ε_{vv} bezeichnet worden. Die hohe Bedeutung des Endpunktes legt es nahe, zu erwägen, ob nicht statt der gewählten Geschwindigkeitsziffer ε_{00} einer dieser beiden Werte an deren Stelle genommen werden könnte. Sie sind jedoch beide nicht recht geeignet, einerseits weil die Beziehungen nicht untereinander so übersichtlich werden, wie dies später leicht zu erkennen sein wird, andererseits fällt häufig der Endpunkt des Hv -Gebietes außerhalb des Diagrammblattes; in letzterem Fall gestaltet sich die Wahl des ε_{00} trotzdem sehr leicht.

Die später gewählten Voraussetzungen werden die beiden Beziehungen zur Folge haben:

$$\varepsilon_{vv} = \frac{\varepsilon_0^2}{\varepsilon_{00}} \quad \dots \quad (11)$$

und ferner

$$v_{00} = v_0 \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_{00}} = \frac{v_0}{\varepsilon_\varepsilon} \quad \dots \quad (11a)$$

deren vorzeitige Nennung nur die nahe Verwandtschaft im Zusammenhange mit dem Hv -Gebiet vor Augen führen soll (siehe Fig. 6).

Die Herausziehung des Hauptgeschwindigkeitsgebietes hat ganz besonders zur Folge, daß die rechnerischen Untersuchungen auf dieses Gebiet beschränkt werden können, ja noch mehr, es wird sich zeigen, daß es genügt, die Verhältnisse für den Anfang und für das Ende des Hv -Gebietes aufzuklären.

3. Gleichung der Zugkraftkurven.

Die Darlegungen des vorigen Abschnittes lassen eigentlich erkennen, daß es ein gewagtes Unternehmen wäre, wollte man die Zusammensetzung der Zugkraftkurven durch Formeln ausdrücken, einerseits sind die Gesetzmäßigkeiten nicht genügend bekannt, andererseits wären sie ja auch ständigen Veränderungen unterworfen, so daß man für immer auf dieses Unternehmen verzichten sollte.

Für den Berechnungsgang erscheint jedoch die Zugkraftkurve als Ganzes, deshalb liegt es nahe, nach einem formelmäßigen Ausdruck für den wichtigsten Teil der Kurven zu suchen. Der Bau dieser Gleichung muß natürlich so beschaffen sein, daß sie möglichst nur die charakteristischen Größen enthält, die nach dem vorigen Abschnitt nötig sind, um ein Flugzeug zu kennzeichnen.

a) Aufstellung der Gleichung. Der wichtigste Kurventeil ist durch das Hauptgeschwindigkeitsgebiet begrenzt, auch für etwas kleinere Werte als v_0 würde Interesse vorliegen. Um zu einer einfachen Gleichungsform zu gelangen, muß man diesen Kurventeil als irgendeine bekannte Kurve auffassen; der Augenschein lehrt, daß dies offenbar nur eine Parabel sein kann, deren Scheitel durch die Koordinaten

$$v_0 \text{ und } \varepsilon_0$$

festgelegt sind.

Damit ist die Gleichungsform gegeben, sie läßt sich am einfachsten in den Bezeichnungen des vorigen Abschnittes gewissermaßen als Urform schreiben

$$\zeta = \varepsilon_\varepsilon \cdot v^2 \quad \dots \quad (12)$$

und durch Einführen der ε -Werte überleiten in die erste Hauptform

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{00} \cdot v^2 \quad \dots \quad (13)$$

Um auch den Einfluß der Geschwindigkeit übersehen zu können, kann man sich die zweite Hauptform bilden

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{00} \left(\frac{v}{v_0} - 1 \right)^2 \quad \dots \quad (14)$$

und diese durch Einschalten des Gewichtes in die dritte Hauptform überführen

$$Z = Z_0 + \varepsilon_{00} \cdot G \left(\frac{v}{v_0} - 1 \right)^2 \quad \dots \quad (15)$$

die dann als vollständige Gleichung der Zugkraftkurve anzusehen wäre.

Jede dieser Hauptformen läßt das Wesentliche der Kurven je nach dem Stadium der Auffassung erkennen. Die folgenden Rechnungen werden sich auf die zweite Hauptform stützen, da diese die drei charakteristischen Kurvengrößen

$$v_0 \quad \varepsilon_0 \quad \varepsilon_{00}$$

in denkbar einfachster Kombination enthält. Zur Vervollständigung des Bildes überzeugt man sich, daß für

$$v = v_0 \quad \varepsilon \text{ in } \varepsilon_0$$

und für

$$v = 2v_0 \quad \varepsilon \text{ in } \varepsilon_0 + \varepsilon_{00}$$

übergeht.

Diese Auffassung des Hauptgeschwindigkeitsgebietes als Parabel erleichtert die Untersuchung der Energieverteilung ganz wesentlich, da sie es ermöglicht, das hierfür Wesentliche des Kurvenzuges von den unwesentlichen Krümmungen zu erkennen. Man wird also ganz allgemein den Untersuchungen Parabeln zugrunde legen und bei Bedarf die Feinheiten als Korrekturen hinzutreten lassen. Deshalb empfiehlt es sich, auch zur Bestimmung von ε_{00} vom Wert $v = 1,707 v_0$ auszugehen, hierfür wird $\varepsilon = \varepsilon_0 + 0,5 \varepsilon_{00}$; die durchschnittliche Abweichung von der wahren Kurve wird dann gering werden.

b) Die Krümmung. Sehr lehrreich ist die Wiederholung des früher schon dargelegten Gedankenganges; setzt man nämlich für v die Annahme

$$v_0 + \Delta v_0 = 1,1 v_0$$

ein, so wird der Klammerausdruck

$$0,01$$

d. h. der Zuwachs an ε beträgt

$$\Delta \varepsilon_0 = 0,01 \varepsilon_{00}$$

mithin das Krümmungsmaß

$$\frac{\Delta \varepsilon_0}{\varepsilon_0} = 0,01 \frac{\varepsilon_{00}}{\varepsilon_0} = 0,01 \varepsilon_\varepsilon$$

Die hierdurch aufgedeckte, für die Parabel eintretende Identität könnte man als Beweis für die treffende Wahl der Bezeichnung »Krümmung« ansehen.

c) Differentialformen. Für das weitere Studium ist es nützlich, den Differentialquotienten zu kennen, er läßt sich sofort anschreiben

$$\varepsilon' = \frac{d\varepsilon}{dv} = 2 \frac{\varepsilon_{00}}{v_0} \left(\frac{v}{v_0} - 1 \right) \quad \dots \quad (16)$$

und zur Erweiterung unserer Kenntnisse über die Zugkraftkurve verwerten, da er doch den Zuwachs des Zugkraftbedarfs bei zunehmender Geschwindigkeit ausdrückt; man bilde deshalb ε' für folgende Spezialwerte von v :

Für $v = v_0$ ist natürlicherweise $\varepsilon' = 0$.

Für

$$\text{Für } v = v_0 \sqrt{1 + \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_{00}}} \text{ tritt } \varepsilon' = \frac{\varepsilon}{v}$$

ein, also Proportionalität zwischen ε und v , an dieser Stelle nimmt also die Zugkraft proportional zu v zu, d. h. die Tangente an die Zugkraftkurve geht durch den Koordinatenanfang. Für die Annahme $\varepsilon_0 = \varepsilon_{00}$ liegt also diese Stelle bei $v = 1,4 v_0$.

Für $v = 2v_0$ nimmt ε' den einfachen Wert an

$$\varepsilon' = 2 \frac{\varepsilon_{00}}{v_0}$$

also doppelt so groß, als die Steigung der Kurvensehne zwischen v_0 und $2v_0$ beträgt.

Für

$$v = v_0 \left(1 + \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_{00}} \right)$$

tritt der interessanteste Wert ein, nämlich

$$\varepsilon' = 2 \frac{\varepsilon_0}{v_0}$$

also doppelt so groß als die Steigung des Scheitelstrahles ($\varepsilon_0 v_0$). Verfolgt man diese letzteren Beziehungen weiter, so findet man, daß gleichzeitig für die Zugkraftkurve

$$\varepsilon = \varepsilon_0 \left(1 + \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_{00}} \right)$$

wird, d. h. daß für diesen Kurvenpunkt

$$\frac{\varepsilon}{v} = \frac{\varepsilon_0}{v_0}$$

daß also weiter

$$\varepsilon' = 2 \frac{\varepsilon}{v}$$

wird; der relative Zuwachs an Zugkraft geht also doppelt so schnell als der relative Geschwindigkeitszuwachs vor sich.

Die eben in vorletzter Gleichung niedergeschriebene Proportionalität ist aber das Kennzeichen für das Ende des Hauptgeschwindigkeitsgebietes; es wird also begrenzt durch

$$1 < \frac{v}{v_0} < 1 + \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_{00}} \quad \dots \quad (17)$$

Der letzte Wert für ε' entspricht jedoch der Differentialgleichung einer Parabel, deren Scheitel im Koordinatenanfang liegt; man hat also die äußerst wichtige Tatsache zu verzeichnen:

Das Hauptgeschwindigkeitsgebiet endigt an jener Stelle, wo die Zugkraftkurve eine Parabel mit dem Scheitel im Koordinatenursprung berührt, wo also c_w konstant ist.

An dieser Stelle hat man übrigens annähernd den effektiven Anstellwinkel gleich Null zu vermuten, da für diesen dieser Fall am wahrscheinlichsten ist.

4. Gleitvermögen.

Die beiden vorhergehenden Abschnitte behandelten den Zugkraftbedarf als solchen, ohne zu fragen, auf welche Art er gedeckt werden könnte. Zwei Möglichkeiten bieten sich dar: entweder durch Motorkraft oder durch Gleiten des Flugzeuges. Während der erstere Fall den späteren Kapiteln vorbehalten bleiben soll, wird der zweite uns lebhaft beschäftigen, da er sowohl die Kräfteverteilung wie die Energieabgabe zur Erörterung bringt.

a) Kräfteverteilung. Bei einem Flugzeug, das die unter dem Winkel χ geneigte Flugbahn hinabgleitet, wird der durch die Zugkraftkurve ausgewiesene Kraftverbrauch zum Schwebendhalten von der Gewichtskomponente des Flugzeuges getilgt; da dieselbe

$$G \cdot \sin \chi$$

beträgt und auf Gleichgewicht dringt, so folgt durch Gleichsetzung mit den Ordinaten der Zugkraftkurve die grundlegende Gleichung

$$Z = G \cdot \sin \chi,$$

auf die Gewichtseinheit bezogen

$$\varepsilon = \sin \chi \quad \dots \quad (18)$$

d. h. Gleitziffer und Sinus des Gleitwinkels sind einander gleich.

Diese auffallend einfache und dennoch für die Kräfteverteilung beim Gleiten maßgebende Beziehung regt nun zu folgenden Überlegungen an: Zunächst muß ausgesprochen

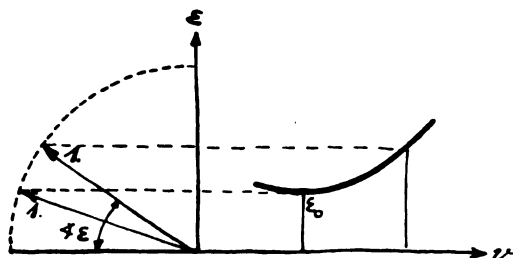


Fig. 15.

werden: der Sinus des Gleitwinkels kann direkt aus der relativen Zugkraftkurve abgelesen werden und der Gleitwinkel aus dem nebengezeichneten Einheitskreis, so daß man sich über die Verhältnisse ein anschauliches Bild machen kann und

natürlich das Winkelminimum bei v_0 im Einheitskreis (neben den Zugkraftkurven) bemerkt. (Fig. 15.)

Wenn das Flugzeug mit der Grundgeschwindigkeit v_0 , also mit dem flachsten Gleitwinkel gleitet, wird von einer bestimmten Flughöhe aus der Gleitweg, also das erreichbare Landungsfeld, ein Maximum werden, die bevorzugte Stellung von v_0 rechtfertigt sich wiederum.

Man beachte, daß es meist zwei Geschwindigkeiten v_1 und v_2 gibt mit gleichem Gleitwinkel. Würde die Zugkraftkurve genau symmetrisch sein zu v_0 , so würden die absoluten Differenzen $v_1 - v_0$ und $v_0 - v_2$ einander gleich sein. Der Führer merkt sehr wohl den Unterschied und pflegt meistens Flüge mit kleinerem v als v_0 als Durchsacken zu bezeichnen, da er das Gefühl hat, die Maschine verliert zu viel an Höhe, als dies der geringen Geschwindigkeit entsprechen würde; er vergleicht also unbewußt die beiden Fälle v_1 und v_2 . Eine wirkliche Grenze, wo das Durchsacken beginnt, gibt es nicht; der nächste Teil bringt noch einen neuen Gesichtspunkt, der für die Beurteilung des Durchsackens verwertet werden kann.

b) Energiebedarf. Durch das Gleiten des Flugzeuges wird die Flughöhe ständig geringer, es wird also durch das fallende Gewicht Arbeit geleistet. Um solche festzustellen, bedenke man zuerst, daß die unter dem Winkel χ abwärts gerichtete Fluggeschwindigkeit v eine vertikal zu messende Komponente hat,

die Gleitgeschwindigkeit v_f

genannt sein möge, und die angibt, wieviel Meter das Gewicht sekundlich an Höhe verliert. Dieser Geschwindigkeitsbetrag bedeutet also noch viel mehr; er gibt die von der Gewichtseinheit beim Gleiten verbrauchte Energieabgabe an. In diesem Sinne hat die Größe v_f weitreichende Bedeutung, da sie doch offenbar den Eigenverbrauch an Energie ausdrückt.

Aus obiger Definition von v_f als Komponente ergibt sich ohne weiteres

$$v_f = v \cdot \sin \chi = v \cdot \varepsilon \quad \dots \quad (19)$$

und weshalb sich die Regel empfiehlt:

Die Gleitgeschwindigkeit ist gleich dem Produkt aus Geschwindigkeit und Gleitziffer.

Während also der Verlauf von ε leicht zu übersehen war, kann man dies von dem von v_f nicht behaupten, zunächst muß man aus obiger Beziehung folgern, daß

v_f als eine Funktion von v

angesehen und dementsprechend behandelt werden muß.

Unter allen möglichen Werten von v_f muß offenbar der bei v_0 geltende erhöhte Bedeutung haben und sei deshalb

$$v_{f_0} = v_0 \varepsilon_0 \quad \dots \quad (20)$$

bezeichnet; er ist unstreitig ein Maß für die Energieabgabe, einmal, weil er für die Grundgeschwindigkeit gilt, dann weil er in der voraussichtlichen Nähe des Energieminimums liegt und drittens weil er mitten in jenem Geschwindigkeitsgebiet liegt, das für Steigzwecke in Betracht kommt. Aus diesen Gründen könnte man

v_{f_0} als Leerlaufleistung

bezeichnen.

Um sich über den Verlauf des v_f über der Hauptgeschwindigkeit eine recht klare Übersicht zu verschaffen, bedenke man, daß v_f dem Inhalt des Rechteckes aus v und ε entspricht,

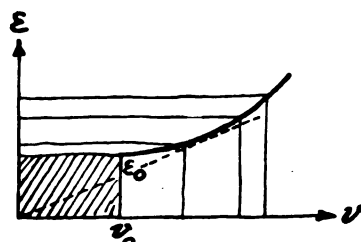


Fig. 16.

das Wachstum von v_f ist also dadurch recht anschaulich gemacht. Demnach erscheint es sehr zweckmäßig, dieses Wachstum analytisch zu erfassen, um wenigstens in großen Zügen markante Punkte des Verlaufs kennen zu lernen. (Fig. 16.)

Nach gewohnter Art differenziere man:

$$\frac{d v_{\epsilon}}{d v} = \frac{d(v \cdot \epsilon)}{d v} = \epsilon + v \epsilon' \quad \dots \quad (21)$$

und versuche, in dieser Gleichungsform das ϵ' für gedachte Zwecke besonders nutzbar zu machen, und zwar deshalb, weil das Wachstum von v_{ϵ} sich unter besonderer Führung durch die Tangentenneigung ϵ' vollzieht, wie Fig. 16 zeigt. Offenbar genügt es auch, wenn nur das relative, d. h. das verhältnismäßige Wachstum zur Kenntnis gebracht wird; dies Begnügen muß Vereinfachungen bringen und in der Tat dieser Ausdruck für das relative Wachstum

$$\frac{d(v_{\epsilon})}{d v} \cdot \frac{v}{(v_{\epsilon})}$$

geht über in den wunderbar einfachen Ausdruck

$$\frac{d(v_{\epsilon})}{d v} \cdot \frac{v}{(v_{\epsilon})} = 1 + v \frac{\epsilon'}{\epsilon} \quad \dots \quad (22)$$

und sagt aus:

Einprozentige Zunahme der Geschwindigkeit v bewirkt ein Steigen der Gleitgeschwindigkeit v_{ϵ} um

$$1 + v \frac{\epsilon'}{\epsilon}$$

Prozent.

Die Auswertung dieser einfachen Regel geschieht durch Einführung der schon früher gebachten Werte für ϵ' , was sehr Interessantes bringt:

Für $v = v_0$ wird der Prozentsatz wegen $\epsilon' = 0$ gleich 1, d. h. die Geschwindigkeit v_{ϵ} nimmt proportional v zu.

Für jenes v , wo der Strahl vom Koordinatenanfang die Kurve tangiert, ist bekanntlich $\epsilon' = \frac{\epsilon}{v}$, mithin wird die Prozentziffer gleich 2, was quadratische Zunahme von v_{ϵ} bedeutet.

Für $v = 2v_0$ wird bekanntlich $\epsilon' = 2 \frac{\epsilon_{00}}{v_0}$, was als Prozentsatz

$$\frac{4 \epsilon_{00}}{\epsilon_0 + \epsilon_{00}}$$

zur Folge hat.

Für das Ende des Hv -Gebietes dagegen wird

$$\epsilon' = \frac{2 \epsilon_0}{v_0} \quad \text{und} \quad \frac{\epsilon}{v} = \frac{\epsilon_0}{v_0}$$

und der Prozentsatz genau gleich 3, was die äußerst wertvolle Regel liefert:

Am Ende des Hauptgeschwindigkeitsgebietes nimmt die Gleitgeschwindigkeit, also der Leistungsbedarf mit der dritten Potenz von v zu.

Das Flugzeug verhält sich also wie ein einziger Widerstandskörper, was mit der bereits erwähnten Tatsache zusammenhängt, daß die Zugkraftkurve am Ende des Hv -Gebietes eine Parabel berührt. Es war also ganz entschieden berechtigt, das Hv -Gebiet wie geschehen abzugrenzen; im Anschluß an v_{ϵ} läßt sich in Zusammenfassung obiger Resultate als Abgrenzung für das Hv -Gebiet

$$\left. \begin{aligned} 1 &< \frac{d v_{\epsilon}}{d v} \cdot \frac{v}{v_{\epsilon}} < 3 \\ 1 &< \frac{\Delta v_{\epsilon}}{\Delta v} < 3 \end{aligned} \right\} \quad \dots \quad (23)$$

schreiben.

c) Das Leistungsminimum. Der Differentialquotient von v_2 zeigt durch seine Nullwerdung

$$\frac{d v_{\epsilon}}{d v} = \epsilon + v \epsilon' = 0$$

$$\frac{\epsilon}{v} = -\epsilon'$$

diejenige Stelle an, bei der der Leistungsbedarf zum Schwebendhalten sein Minimum durchläuft; geometrisch läßt sich diese Beziehung dafür deuten, daß für diese Stelle die Rechtecksdiagonale der Tangente an die Z -Kurve parallel sein muß.

Die Bedeutung dieses Minimums wird leider allzusehr überschätzt; das Flugzeug macht zwar mit v_0 den flachsten Gleitflug, mit $v_{\epsilon(\min)}$ jedoch den langsamsten in bezug auf Höhenverlust. Würde das Höhensteuer noch stärker gezogen werden, so würde das Flugzeug seitlich abrutschen wollen; es ist eben an der Grenze der Schwebefähigkeit. Man muß deshalb aussprechen, daß die durch das v_{ϵ} -Minimum gekennzeichnete Fluglage in der Praxis nicht zur Anwendung gelangt.

Auch später beim Steigvorgang nahe der Steiggrenze, wo die Propellerkurve die Zugkraftkurve berührt, zeigt es sich, daß der Berührungspunkt mehr nach v_0 als nach $v_{\epsilon(\min)}$ zu gelegen ist.

5. Einfluß der Luftdichte und Flughöhe.

Die bisherigen Darlegungen gelten ohne weiteres für jede Luftdichte; sie werden naturgemäß für die Luftdichte in Erdnähe besonders erwähnenswert sein und gewissermaßen eine Norm bilden, zu welcher andere Verhältnisse zum Vergleich gestellt werden. Man wird also die Luftdichte in Erdnähe als Einheit annehmen und die anderen Werte gleich μ . Man findet dann folgende interessante Einzelheiten:

Die Zugkraftkurve für die Luftdichte $\mu : 1$ ist aus der gegebenen Kurve dadurch abzuleiten, daß für einen gegebenen Zugkraftwert das zugehörige v auf das $\frac{1}{\sqrt{\mu}}$ -fache

vergrößert wird. Dies wird ohne weiteres klar, wenn man sich den Strömungsvorgang vergegenwärtigt: Wird nämlich für einen ganz bestimmten durch v angegebenen Flugzustand die Luftdichte plötzlich auf das μ -fache verringert, so wird

das Flugzeug um so $\frac{1}{\sqrt{\mu}}$ -fach schneller fliegen müssen, um den

fehlenden Auftrieb aufzubringen und ohne daß der Anstellwinkel geändert wird, damit ist aber der Schwebewiderstand derselbe geblieben wie für $\mu = 1$, und der Luftwiderstand ist auch unverändert geblieben, da μ und v^2 sich ausgleichen. Man kann also die Zugkraftkurve für beliebige μ aus der Hauptkurve für $\mu = 1$ dadurch konstruieren, daß alle Kurven-

punkte auf gleicher Höhe (z, ϵ) auf das $\frac{1}{\sqrt{\mu}}$ -fache v verschoben werden.

Zweckmäßigerweise führt man diese Konstruktion für alle Höhenstufen 1, 2, 3 aus und kann sich dann über die auftretenden Verhältnisse bestens informieren.

Das Gleitvermögen, also der Geschwindigkeitswert v_{ϵ}^1 , wird naturgemäß infolge der wachsenden Geschwindigkeit auch größer, der Gleitwinkel bleibt jedoch derselbe.

C. Zugkraftkurve bei Konstruktionsänderungen.

Im vorigen Abschnitt war die Zugkraftkurve eines Flugzeuges aus seinen gegebenen Daten gebildet worden; schreitet man in der Entwicklung fort, so muß man die Zugkraftkurve als gegeben annehmen und sich bemühen, sie durch konstruktive Änderungen am Flugzeuge zu verbessern.

Man hat es gewissermaßen mit einem Vergleich zweier Flugzeuge zu tun, von denen das eine, das neuere, um ein klein wenig vom alten gegebenen abweicht; diese Aufgabe ähnelt also sehr einer Differentiation, die entweder »total« oder »partiell« ausgeführt werden kann und für den Konstruktionstisch unentbehrlich ist, da sie die Auswertung der Erfahrungen erst möglich macht.

Der »totalen« Differentiation entspricht eine Änderung des Flugzeuges an allen Stellen mit gleicher Proportionalität; das Kennzeichnende des Flugzeuges bleibt also erhalten; man kann also von

typtreuer Umformung

sprechen. Im Gegensatz hierzu wird im anderen Fall ähnlich der »partiellen« Differentiation nur ein Konstruktionsteil ge-

¹⁾ Wollte man unter »Gleitvermögen« zum Ausdruck bringen: »das Vermögen möglichst wenig an Höhe zu verlieren«, so müßte man den reziproken Wert von v_{ϵ} als solches bezeichnen. Das wesentlichste Moment ist aber die in v_{ϵ} ausgedrückte Sinkgeschwindigkeit, man könnte deshalb v_{ϵ} auch besser Sinkvermögen oder auch Gleitverlust nennen.

ändert unter Konstanthaltung der übrigen; man kann also von einer

partiellen Konstruktionsänderung

sprechen. Diese beiden Fragen sollen im folgenden methodisch geklärt werden, wobei die Gültigkeit der quadratischen Zunahme des Luftwiderstandes vorausgesetzt wird.

1. Die typentreue Umformung.

a) Um das Wesen einer solchen Umformung etwas heller beleuchten zu können, bedenke man, daß es in der Technik allgemein gebräuchlich ist, zu jeder typischen Konstruktion die gesamte Serie über alle Größenverhältnisse zu entwickeln; alle Maschinen dieser Serie haben annähernd die gleichen spezifischen Eigenschaften wie Eigenverlust, Wirkungsgrad usw., so daß man also mit Recht von einer »typstreuen Umformung« sprechen kann.

Um das Risiko mit einer Neukonstruktion möglichst gering oder richtiger gesagt übersehbar zu machen, wird man mit einem

linearen Umformungsfaktor μ_1

arbeiten und im allgemeinen festlegen, daß alle linearen Abmessungen annähernd diesem Faktor proportional umzuformen sind. Mithin ändern sich alle Widerstände in der gleichen Proportion bzw. quadratisch, so daß für alle Flugzeuge der Serie

die Gleitziffern (ϵ_0 bis ϵ_{00}) konstant

bleiben; jeder Quadratmeter Tragfläche erzeugt also dieselbe Menge Luftwiderstand. Um nun auch sein Tragvermögen in ein den praktischen Verhältnissen brauchbares Licht zu setzen, empfiehlt es sich, auf die Gewichtseinheit zurückzugehen, d. h.:

Während man früher von einem elementaren Zugkraftdiagramm, das die Meßergebnisse an reinen Flächen ohne schädlichen Widerstand ausdrückte, ausging und damit die Zugkraftkurve in absoluten Werten entstehen ließ, geht man jetzt wieder zurück und bildet

das elementare Zugkraftdiagramm für die fertige Flugzeugkonstruktion,

indem man die Daten auf die Flächeneinheit und die Gewichtseinheit reduziert; man hat damit alle Luftwiderstände mit berücksichtigt.

Diese Reduktion bringt die elementare Grundgeschwindigkeit

$$v_{00} = \frac{v_0}{\sqrt{g_f}}$$

als Maßstab für das Tragvermögen der Flugzeugkonstruktion und macht damit die Reihe der zur Bestimmung des elementaren Zugkraftdiagrammes nötigen Ziffern

$$v_{00} \quad \epsilon_0 \quad \epsilon_{00}$$

vollständig. Alle Flugzeuge desselben Typus haben dieselbe elementare Zugkraftkurve, so daß sich die Gesamtheit aller typstreuen Flugzeuge durch Einführung der Tragfläche F und des Gewichtes G nach zwei Richtungen ordnen läßt.

b) Die allgemeine typstreue Umformung aus einem gegebenen Flugzeug in ein neues mit den Werten

$$F_n \text{ und } G_n$$

würde somit mittels der drei typischen Ziffern zu vollziehen sein; um sich diesen Weg abzukürzen, würde zunächst die Festlegung des Umformungsfaktors aus

$$\mu_1^2 = \frac{F_n}{F}$$

nötig sein, d. h. jede Länge wie Spannweite, Flächenausmaße, Rumpflänge usw. ist mit diesem Faktor zu multiplizieren, um das neue Maß zu erhalten; damit wäre also gleichsam schon die Konstruktion festgelegt.

In zweiter Linie findet man mittels der Gewichtsquotienten

$$\frac{G_n}{G} = \mu_2$$

das Verhältnis der Flächenbelastungen zu

$$\frac{\mu_2}{\mu_1^2}$$

und damit die neue Grundgeschwindigkeit zu

$$v_{0(n)} = \frac{\sqrt{\mu_2}}{\mu_1} \cdot v_0$$

Die neue absolute Zugkraftkurve ist somit aus der alten konstruierbar durch Befolgung der einfachen Regel:

Jeder Kurvenpunkt ist derart zu verschieben,

daß seine v -Koordinate das $\frac{\sqrt{\mu_2}}{\mu_1}$ -fache und seine z -Koordinate das $\frac{\mu_2}{\mu_1^2}$ -fache des alten Wertes annimmt.

Der soeben gezeigte direkte Weg zwischen beiden Kurven hat scheinbar das elementare Zugkraftdiagramm nicht benutzt; aber man überzeugt sich schnell, daß die jedesmalige Ausrechnung der elementaren Grundgeschwindigkeit (v_{00}) eine wohlthuende Ordnung bringt. Bei der ungeheuren Bedeutung dieser Umrechnungsmethoden empfiehlt sich die ausführliche Behandlung der Spezialfälle, die dadurch entstehen, daß man im Quotienten

$$g_f = \frac{G}{F}$$

jede der drei Größen abwechselnd konstant hält. (Fig. 17.)

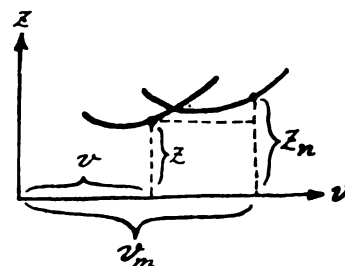


Fig. 17.

c) Flächenbelastung konstant bedeutet, daß die Flugzeuge dieser Serie durchweg gleiche Grundgeschwindigkeit v_0 haben, so daß also die Ordinaten den Gewichten proportional, den Tragflächengrößen also umgekehrt proportional sind. (Fig. 18.)

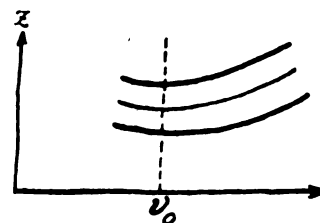


Fig. 18.

d) Gewicht konstant bedeutet, daß dasselbe Flugzeug mit verschiedenen Tragflächen geflogen werden soll, wobei natürlich die zusätzlichen Gewichte infolge der verschiedenen Flächengrößen außer acht bleiben. Bei diesen Flugzeugen liegen die korrespondierenden Kurvenpunkte alle auf Parallelen zur v -Achse. Ihre Abszissen sind den Wurzeln aus den Flächengrößen umgekehrt proportional. (Fig. 19.)

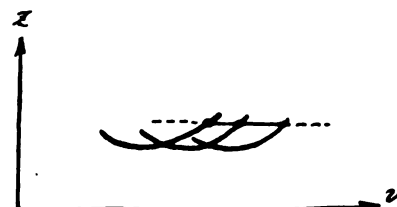


Fig. 19.

e) Tragfläche konstant bringt den wichtigsten Fall, nämlich bei gegebenem Flugzeug eine

Gewichtsveränderung,

die beispielsweise durch Kurvenflug, Sturzflug oder durch Nutzlastveränderung bewirkt sein kann. Durch Spezial-

sierung der obigen Regel findet man für eine μ_0 fache

Umänderung des Gewichtes die Richtschnur:

Jeder Kurvenpunkt ist derart zu verschieben, daß seine v -Koordinate auf das $\sqrt{\mu_0}$ fache, seine z -Koordinate auf das μ_0 fache gebracht wird.

Die korrespondierenden Kurvenpunkte bilden also Parabeln mit dem Scheitel im Nullpunkt; wichtig ist natürlich die v_0 -Parabel,

da sie für die ganze Kurvenschar eine Leitlinie bedeutet. (Fig. 20.)

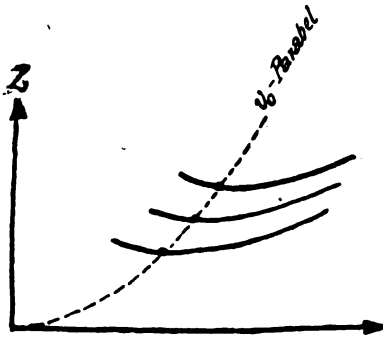


Fig. 20.

In der Praxis empfiehlt es sich häufig, diese Kurven für

$$\mu_0 = 0,8 \quad 0,9 \quad 1,0 \quad 1,1 \quad 1,2$$

oder auch von 100 kg zu 100 kg zu konstruieren, man hat sich damit ein anschauliches Bild über die denkbaren Kraftverschiebungen verschafft. Beispielsweise würden bei einem Flugzeug, das eine solche Kurve beschreibt, daß seine Zentrifugalkraft 66% des Gewichtes beträgt, die Tragflächen mit

dem $\sqrt{1 + \left(\frac{2}{3}\right)^2} = 1,2$ fachen des Gewichtes belastet werden.

Die erforderliche Zugkraft ist somit nach vorigem bekannt.

f) Bedeutung der elementaren Kurven. Die in den vorangegangenen Zeilen näher erläuterte elementare Zugkraftkurve ist also ein alle typischen Kennzeichen tragendes typisches Bild einer Flugzeugserie. Sie gilt natürlich nicht genau über alle Größenverhältnisse, aber sie liefert für ein neues Flugzeug ein sofort brauchbares Richtmaß für alle Verhältnisse, sie ist die Schablone für das neue Flugzeug und bedarf nur noch kleiner Abänderungen, bald plus, bald minus. Diese Abweichungen werden um so geringer sein, je konsequenter die Proportionalität in den Abmessungen bis ins kleinste befolgt worden ist.

Bedenkt man, daß alle durch die Konstruktion, Flächengestaltung, Profilierung beeinflussbaren flugtechnischen Eigenschaften im elementaren Zugkraftdiagramm gerade eine praxisgerechte Beurteilung und Ausdrucksweise gefunden haben, so wird man durch Gegenüberstellung solcher elementaren Zugkraftkurven für die verschiedenen Typen den

technischen Fortschritt

des Flugzeugbaues deutlich erkennen können.

2. Die partiellen Konstruktionsänderungen.

a) Trennung in Schwebewiderstand und schädlichen Widerstand. Bevor man den Einfluß der einzelnen konstruktiven Änderungen untersucht, muß man eine gegebene Z -Kurve in ihre beiden Hauptbestandteile zerlegen. Man könnte glauben, daß diese Zerlegung eindeutig sein müßte; dies ist jedoch keineswegs der Fall, denn bei der Unsicherheit, mit welcher Luftwiderstände aus den einzelnen Beiträgen zusammengesetzt lassen, muß man häufig für diesen eine obere und eine untere Grenze festlegen; hierbei kann man folgendermaßen verfahren:

Für die Grundgeschwindigkeit v_0 berechne man sämtliche Luftwiderstände und konstruiere sich die Kurven (längs v) hierzu, und zwar der 1,7 1,8 1,9 und 2ten Potenz entsprechend. Durch Subtraktion von der P -Kurve findet man den Schwebewiderstand (nämlich in vier Kurven). Man hätte damit für

die Zerlegung der Z -Kurve in ihre Hauptbestandteile sehr wahrscheinliche Werte gefunden.

Häufig jedoch findet man, daß das Minimum des Schwebewiderstandes bei zu hoher Geschwindigkeit liegt, als sich erwarten läßt. Es hat sich gezeigt, daß in solchen Fällen unbedingt höchstens die 1,8fache Potenz gewählt werden muß, wenn man sicher ist, daß der Luftwiderstand bei v_0 nicht zu hoch gegriffen worden ist. Durch derartige Erwägungen läßt sich die Zerlegung den voraussichtlichen Verhältnissen ganz brauchbar anpassen, wie entsprechende Erfahrungen gezeigt haben.

b) Änderung der Profilierung. Infolge der soeben vollzogenen Zerlegung ist man in der Lage, den Einfluß einer anderen Profilierung abzuschätzen; man ersetzt die Schwebewiderstandskurve durch die des neuen Profils und addiert die Luftwiderstandskurve hinzu. Man erkennt unschwer, daß z. B. ein flacheres Profil mit gleicher Ökonomie, aber mit größerer Geschwindigkeit die Ökonomie doch wesentlich verschlechtern, aber die Geschwindigkeitsziffer ebenso wesentlich verbessern (verringern) kann. Voraussetzung war, daß die schädlichen Widerstände die gleichen geblieben sind.

c) Änderung des schädlichen Widerstandes. Sie äußert sich in Vergrößerung oder Verkleinerung der Gleitziffer ϵ_0 um $\Delta\epsilon_0$ und wird natürlich auch eine Veränderung der Geschwindigkeitsziffer ϵ_{00} nach sich ziehen, die sich einfachst berechnen läßt und zur Regel führt:

Einprozentige Steigerung von ϵ_0 infolge Erhöhung des schädlichen Widerstandes bewirkt Zunahme der Geschwindigkeitsziffer um $\frac{3}{\epsilon_0}$ Prozent

und Zunahme der Gleitziffer bei $2v_0$ um $\frac{4}{1 + \epsilon_0}$ Prozent.

Aber auch die Grundgeschwindigkeit nimmt bei steigendem ϵ_0 ab, die Näherungsgleichungen liefern die Regel:

Einprozentige Steigerung von ϵ_0 infolge Erhöhung des schädlichen Widerstandes bewirkt Verringerung der Grundgeschwindigkeit um $\frac{1}{\epsilon_0}$ Prozent.

Die tiefsten Kurvenpunkte liegen also auf einer Geraden, die durchschnittlich unter 45° verläuft.

Als nächste Folgerung muß man nach der Änderung des Gleitvermögens fragen; bedenkt man, daß v_{ϵ_0} das Produkt aus v_0 und ϵ_0 ist, so findet man unschwer die neue Regel:

Einprozentige Steigerung von ϵ_0 bewirkt Verschlechterung des minimalen Gleitvermögens um nur $1 - \frac{1}{\epsilon_0}$ Prozent.

Das Gleitvermögen, also die sekundliche Sinkgeschwindigkeit, wird also auffälligerweise kaum verschlechtert; bei ϵ_0 bleibt es sogar konstant (nur gültig bei kleinen Änderungen).

d) Änderung der Tragflächengröße. Die Schwebewiderstandskurve gibt auch Gelegenheit, unter Konstanthaltung des schädlichen Widerstandes die Tragflächengröße zu verändern, die v -Koordinaten werden prozentual der Wurzel aus dem Flächenquotienten verschoben und die Kurven wieder addiert. Vergrößerung der Tragfläche bringt also stets eine Verbesserung der Ökonomie ϵ_0 .

e) Änderung des Gewichtes. Aus früheren Abschnitten weiß man, daß einprozentige Gewichtsvermehrung die Grundgeschwindigkeit um 0,5% heraufsetzt und die Zugkraft an dieser Stelle auch um 1% man möchte gern wissen, um wieviel die Zugkraft an der beliebigen Stelle v gestiegen ist; benutzt man die Näherungsgleichung, so findet man unschwer:

Einprozentige Gewichtsvermehrung steigert die geforderte Zugkraft an der Stelle v um

$$1 - \epsilon_0 \left(\frac{v}{v_0} - 1 \right)$$

Prozent, diese berechnet von der minimalen Zugkraft Z_0 .

Diese später äußerst wertvolle Regel liefert z. B. bei $\frac{v}{v_0} = 1 + \frac{1}{\epsilon_0}$ die interessante Erfahrung, daß genau am Ende des Hauptgeschwindigkeitsgebietes kleines Mehrgewicht nicht mehr Zugkraft bedingt als vorher.

D. Meßflüge.

1. Die Meßmethode.

Das beste Versuchsfeld ist die freie Atmosphäre, um durch Meßflüge solche Ergebnisse zu erlangen, die eine Nachprüfung der Vorausberechnung ermöglichen. Dies muß unbedingt angestrebt werden, wenn nach dem Vorbild des modernen Maschinenbaues an systematische Fortbildung gedacht wird¹⁾.

Man wird sehr gern schreibende Instrumente benutzen, um von der Feinfühligkeit des Führers unabhängig zu sein. Der Einwand, daß Böen u. dgl. solche Meßflüge sehr ungenau werden lassen, ist nicht stichhaltig, da zu Meßflügen immer passendes Wetter gewählt werden kann.

Zwei Meßinstrumente sind nur nötig: ein (möglichst schreibender) Geschwindigkeitsmesser, der am zweckmäßigsten von der Luftdichte unabhängig ist, um wirklich die sekundlich zurückgelegte Wegstrecke zu messen. Ferner ein Höhenschreiber, der möglichst genaue Ablesungen zuläßt; die üblichen Umlaufzeiten sind zu lang, 20 bis 30 min gerade passend²⁾.

Beide Instrumente sollen natürlich keine zu große Trägheit besitzen, um auch die Übergänge zwischen den einzelnen Fluglagen genau angeben zu können.

Sehr geübte und flugsichere Führer können auch mittels Stoppuhr sehr zuverlässige Messungen ausführen, wie entsprechende Erfahrungen gezeigt haben.

2. Der Meßflug.

Jede Messung verlangt, daß der Motor möglichst ganz ausgeschaltet ist, vielleicht so, daß man annehmen kann, der Propeller wird derart angetrieben, daß keine Zusatzverluste entstehen oder Zusatzleistungen wirksam sind. Der Führer fliegt mit konstanter Geschwindigkeit im Gleitflug durch einen Höhenunterschied, den der Barograph aufschreibt und die sekundliche Sinkgeschwindigkeit v_s die Flugbahnneigung σ errechnen läßt und welche durch

$$\varepsilon = \sin \sigma = \frac{v_s}{v}$$

den bei der abgelesenen Fluggeschwindigkeit in der bekannten Höhe benötigten Zusatzkoeffizienten ε finden läßt.

Durch mehrere Messungen mit verschiedenen Geschwindigkeiten läßt sich die M -Kurve ohne weiteres durch einen halbstündigen Flug aufnehmen, wie dies bisher schon häufig gesehen ist.

Nimmt man die Kurve vollständig auf, so findet man auch die Grundgeschwindigkeit, und man benötigt für die ganze Meßreihe für ε nicht einmal das Gewicht; was deshalb sehr wichtig ist, weil sich dann jederzeit ohne Umstände die Meßreihe wiederholen läßt.

Für die später erwähnten Meßflüge ist die Kenntnis des Gewichts jedoch notwendig.

Der Einfluß der Flughöhe auf die Maschinenkurve kann dadurch ermittelt werden, daß die eben erwähnten Meßflüge in größeren Höhen wiederholt werden; man kann dann feststellen, wie genau die oben festgelegte Proportionalität zwischen Geschwindigkeit und Wurzel aus der Luftdichte zutrifft. Es könnte z. B. auch sein, daß in der dünnen Luft das Strömungsbild ein ganz anderes geworden ist, so daß schließlich die ε -Werte sich auch geändert hätten.

Das Wetter kann mittels der gleichen Methode untersucht werden: sollte es sich herausstellen, daß unter sonst absolut gleichen Verhältnissen die gewonnenen Maschinenkurven sich nicht decken, so kann auf Vertikalströmungen geschlossen werden. Diese Methode der Feststellung von Vertikalströmungen kann natürlich nach örtlichen, zeitlichen und meteorologischen Gesichtspunkten angewandt werden und ermöglicht somit die Aufklärung atmosphärischer Einflüsse.

Die Meßfehler dieser Methode sind, wie diesbezügliche Erfahrungen gezeigt haben, sehr gering. Außer den durch Beobachtung bedingten, verdienen insbesondere jene volle

Aufmerksamkeit, die der Methode selbst anhaften. So verbrauchen die Schwanzflächen — in der Steuerlage zum Gleitflug — etwas Zugkraft, die bei sehr genauen absoluten Messungen nicht ganz zu vernachlässigen ist, aber bei den meist benötigten, relativ aufzufassenden Ziffern nichts schadet. Spezialkonstruktionen von Schwanzflächen, besonders für Meßflüge geeignet, werden die kleinen Fehler vermeiden lassen.

Auch der Propellerluftstrom bringt einige Änderungen im Strömungsbild hervor, die auch auf die Dauer nicht zu vernachlässigen sind.

Zwecks Typenprüfung müßte man die Vorlegung oder Feststellung der Maschinenkurve verlangen, die dann als aerodynamisches Maß für diese Type festliegt und Serienfabrikation gut überwachen läßt.

3. Versuchsergebnisse.

Um zu zeigen, mit welchem eminenten Vorteil diese Methode in der Praxis angewandt werden kann, sind diese Gleitflugmessungen an sechs Flugzeugen bekannten Typs vorgenommen worden, und zwar an:

AEG C IV mit 160 PS Mercedes, Doppeldecker, gewöhnliche Bauart,

AEG J II mit 220 PS Benz, Doppeldecker, ähnlich wie C IV,

AEG D J mit 220 PS 8 Zyl., V-Form Benz, Dreidecker,

Rumpf besteht aus Panzerblech,

Fok D VII mit 160 PS Mercedes, Doppeldecker, verspannungslos wie bekannt,

AEG G IV mit zwei 260 PS Mercedes, zweimotorig, die bekannte Konstruktion,

AEG G V mit zwei 260 PS Mercedes, zweimotorig, Rumpf wie G IV, Tragflächen jedoch wesentlich vergrößert.

Die Messungen sind in der beiliegenden Tabelle 3 in Zahlen niedergelegt; sie sind im Juni und Juli 1918 von dem

Tabelle 3. Gleitflugmessungen.

	G	F	$\frac{G}{F}$	v_r	v	ε	v_s	v	$\varepsilon \cdot G$
C IV	1350	39	34,5	9,44	44,5	0,212	8,31	175,9	286
				6,58	38,9	0,169	7,26	153,8	228
				4,48	33,4	0,134	6,24	131,8	181
				3,97	30,6	0,1295	5,71	120,9	175
				3,60	27,8	0,1115	5,19	109,8	150,5
J II	1960	43,5	45,0	8,35	44,5	0,187	6,92	167	367
				5,95	38,9	0,153	6,05	146	300
				4,55	33,4	0,136	5,19	125	267
				3,82	30,6	0,125	4,76	114	245
				3,62	27,8	0,130	4,32	104	255
D J	1405	32	44	5,95	44,5	0,134	6,89	163,5	188
				5,05	38,9	0,123	6,02	143	173
				3,79	33,4	0,113	5,17	123	159
				3,90	30,6	0,122	4,97	117,5	172
				3,79	30,6	0,122	4,97	117,5	172
Fok. D VII	875	22	40	8,48	44,5	0,190	7,37	167,5	166,5
				5,95	38,9	0,153	6,44	146,5	134
				4,72	33,4	0,141	5,53	125,5	123
				3,88	30,6	0,127	5,07	115	111
				3,88	30,6	0,127	5,07	115	111
G IV	3635	69	52,7	9,62	44,5	0,216	6,70	175	785
				5,88	38,9	0,151	5,85	153	549
				4,55	33,4	0,136	5,02	131	494
				3,90	30,6	0,127	4,60	120	464
				3,84	27,8	0,138	4,18	109,2	502
G V	4600	127	36,3	10,4	44,5	0,234	8,6	186	1075
				6,58	38,9	0,169	7,5	162,5	778
				4,23	33,4	0,126	6,44	139,5	581
				3,45	30,6	0,113	5,90	128	520
				2,81	27,8	0,101	5,36	116	465
				2,81	25,0	0,112	4,83	104,5	515

Eingeklammerte Zahlen sind die Gewichte während der Messung.

Piloten der AEG, Herrn Charlett, mit Serienmaschinen ausgeführt worden.

Sehr lehrreich und anschaulich werden die Messungen, wenn sie in Zugkraftkurven aufgetragen werden:

¹⁾ In der Zeitschrift für „Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ im Jahre 1911, S. 303, vorgeschlagen.

²⁾ Bei genauen Messungen ist natürlich ein Temperaturschreiber unerlässlich.

Das Diagramm Fig. 21 mit den absoluten Werten zeigt ein steiles Ansteigen der G-Flugzeuge, dagegen ein sehr flaches des Dreieckers DJI. Bemerkenswert ist, daß die G V, die 1000 kg mehr trägt als G IV, sogar eher weniger Zugkraft

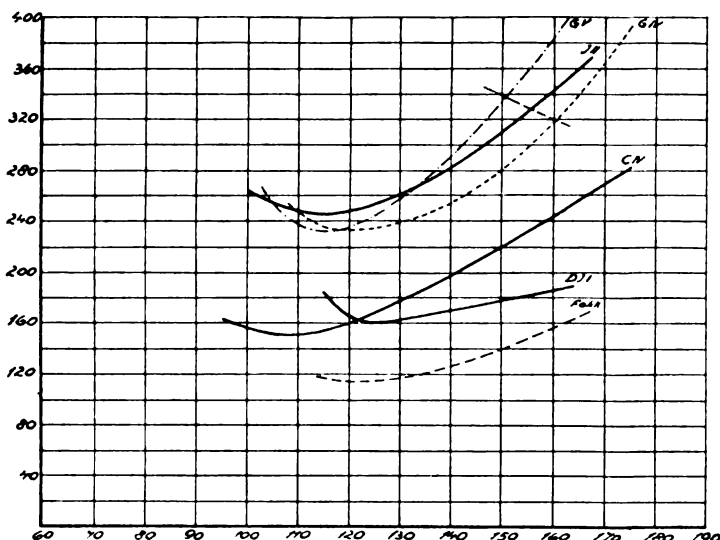


Fig. 21.

benötigt als diese. Die Gipfelhöhen werden also trotz der kolossalen Gewichts-differenz gleich sein. Die Steigzeiten werden sich jedoch wie die Gewichte verhalten. Würde man eine Propellerkurve eintragen unter der Annahme, daß G IV 160 km Horizontaltempo macht, so ersieht man sehr schnell, daß G V ca. 9 km langsamer fliegen muß.

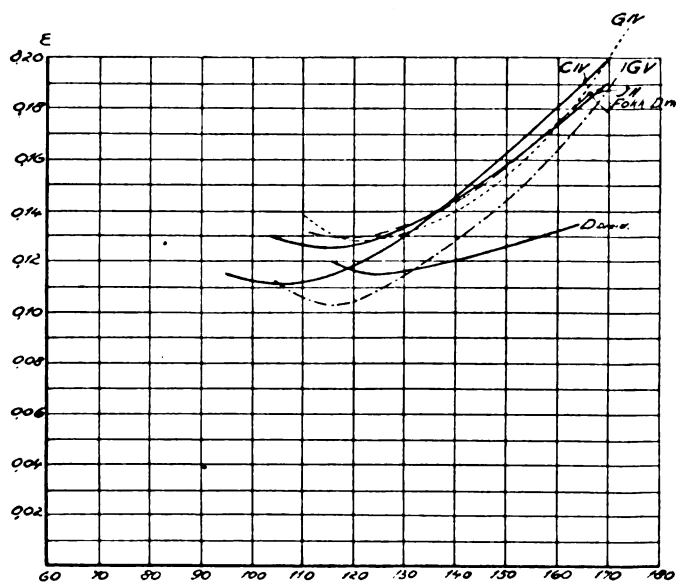


Fig. 22.

Das Diagramm Fig. 22 mit den relativen Werten zeigt das Herausfallen des Dreieckers, die ganz besonders gute Ökonomie der G V bis zu den höchsten Geschwindigkeiten, die sogar besser ist als das einmotorige C IV, während der Fokker eigentlich trotz der verspannungslosen Flächen, was Ökonomie anbelangt, an letzter Stelle steht, was ja auch seinen Steigresultaten entspricht.

Das Diagramm der elementaren Werte Fig. 23 zeigt auch einige Überraschungen; so benötigt G V und auch DJ erheblich mehr Grundgeschwindigkeit als die anderen Typen, trotzdem die Profile genau geometrisch ähnlich waren; aber auch der Fokker macht keine Ausnahmestellung trotz seines dicken Profils. In die Augen springend ist auch der Unterschied zwischen G IV und G V, was schon aus dem Grunde sehr lehrreich ist, Rümpfe, Fahrgestelle u. dgl. sind bei beiden gleich, nur die Flächengrößen verschieden, d. h. die G IV hat — wie ja bekannt — sehr kleine Flächen und war trotz ihrer

weniger guten Steigzeiten wegen der guten Wendigkeit sehr geschätzt, die G V dagegen hatte sehr große Flächen.

Wie der technische Fortschritt aus diesen Kurven zu erkennen ist, soll an einem Beispiel gezeigt werden. In Fig. 24

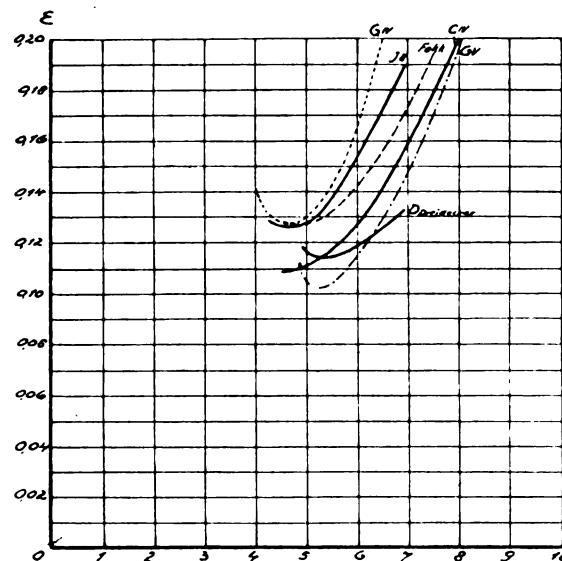


Fig. 23.

sind die elementaren Linien von zwei fast gleich großen Maschinen C I und C IV gezeichnet; die Bauzeiten liegen um

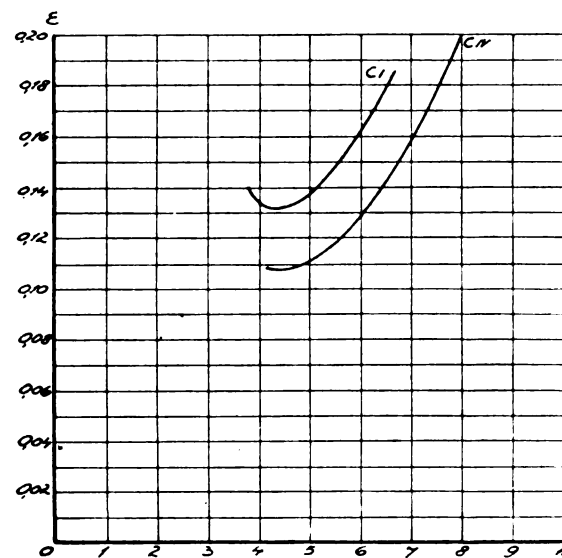


Fig. 24.

ca. 2 Jahre auseinander. Die Gleitflugmessungen mit C I sind am 4. Februar 1915 von dem AEG-Piloten Kanitz ausgeführt worden.

Patentschau.

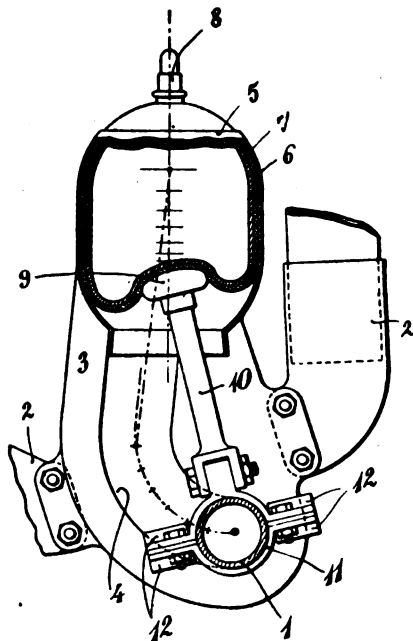
Von Ansbert Vorreiter.

Auszüge aus den Patentschriften.

311307. Luftfederung für Flugzeuge. Alfred Joel & Cie. in Zürich, Schweiz. — Die Erfindung betrifft eine Weiterbildung der bekannten Luftfederung für Flugzeuge, bei der die Flugzeugachse durch eine Kolbenstange mit der Luftfeder verbunden ist. Um bei einer derartigen Luftfederung auch Stöße in waagrechter Richtung, wie sie beim Landen auftreten, unmittelbar auf die Luftfeder zu übertragen, ist die Flugzeugachse in einer Schlitzführung verschiebbar, die zunächst in bezug auf die Fahrriechung des Flugzeuges nach rückwärts und aufwärts im Bogen verläuft und schließlich sich der Mitte der Luftfeder wieder nähert.

An dem Traggestell 2 ist eine Platte 3 befestigt, welche einen Schlitz 4 aufweist, durch welchen die Achse 1 hindurchragt. Die Platte 3 trägt einen Luftbehälter 5, welcher schräg nach vorn geneigt ist und in welchem innerhalb eines Mantels 6 eine Membran 7 angeordnet

net ist, in welche durch ein Ventil 8 Luft eingepumpt ist. 9 ist ein Kolben, der auf einer in den Behälter 5 hineinragenden Kolbenstange 10 sitzt. Die Kolbenstange 10 ist mit einer auf der Achse 1 feststehenden Rohrschelle 11 verbunden, an welcher Führungslappen 12 sitzen, welche die Achse 1 mit Spiel an der Platte 3 führen und so der Achse 1 eine kleine Verschiebung in ihrer Längsrichtung gestatten.



Zu Nr. 311367.

Der Schlitz 4 verläuft von dessen unterem Ende aus in bezug auf die Fahrriechung des Flugzeuges nach rückwärts und aufwärts im Bogen, um dann in gerader Richtung, annähernd in der Richtung gegen den Mittelpunkt des Luftbehälters, zu verlaufen.

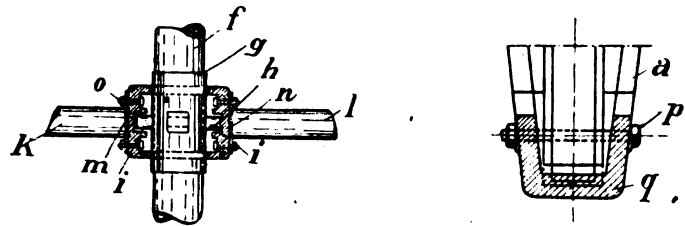
Beim Auftreten von in Richtung entgegengesetzt zur Fahrriechung des Flugzeuges gerichteten Stößen, wie sie vornehmlich beim Landen auftreten, weicht die Achse 1 elastisch im Bogen zurück. Durch dieses Zurückweichen im Bogen entsteht nur ein kleines Kippmoment und werden Stöße von der in Frage kommenden Art aufgefangen und auf den Kolben abgeleitet, so daß die Wirkung solcher Stöße auf das Traggestell des Flugzeuges zum mindesten stark abgeschwächt wird.

311446. Luftfederung für Flugzeugfahrgeestelle. Hofmannsche Luftfederung, Ges. m. b. H., in Berlin. — Die Federungen von Flugzeugfahrgeestellen müssen, abgesehen von der Fähigkeit einer gewissen Arbeitsaufnahme, die im Verhältnis zum Flugzeuggewicht steht, zwei weitere wesentliche Bedingungen erfüllen; einmal sollen sie von geringem Gewicht sein, dann sollen sie auch leicht ein- und auszubauen sein, was besonders bei Federbruch von Bedeutung ist. Die Spiralfederung, wie sie vielfach zur Ausführung gelangt, läßt sich mit verhältnismäßig geringem Gewicht leicht ein- und ausbauen herstellen, wenn auch ihr Arbeitsvermögen zu wünschen übrig läßt. Die Luftfederung dagegen, die in bezug auf Arbeitsaufnahme und elastischer Wirkung der Spiralfederung bei weitem überlegen ist, bringt wegen ihrer Raumanspruchnahme Schwierigkeiten in bezug auf das Gewicht und in bezug auf den Ein- und Ausbau mit sich.

Diese Schwierigkeiten zu beheben, ist Zweck der vorliegenden Erfindung, und zwar geschieht dies durch eigenartige Ausbildung des die Luftfederung aufnehmenden achsumschließenden Gehäuses, an welches die Fahrgeestellstreben angeschlossen werden. Dieses Gehäuse besteht in der Hauptsache aus einem Gußkörper erheblicher Wandstärke und dabei trotzdem geringen Gewichtes (aus einer Aluminiumlegierung), welcher einen abschraubbaren Bodenteil aufweist, wodurch der einfache Abbau der Federung im Falle des Bruches irgend eines Teiles oder der Beschädigung des Gummipuffers in einfachster Weise möglich wird. Dieser Gußkörper dient gleichzeitig als Verbindungsstück zwischen den mit Flanschen an seinen Wangen angeschraubten Fahrgeestellstreben. Durch diese flanschartige Ausbildung ist der Anschluß der Federung an jedes beliebige Fahrgeestell, unabhängig also von der Strebenneigung desselben, ohne weitere möglich, wenn nur die Fahrgeestellstreben mit Anschlußflanschen, die durch Schweißung leicht an ihnen befestigt werden können, versehen sind.

Der Gußkörper, zweckmäßig aus Elektron hergestellt, besteht aus einem Körper *a* mit einer oberen geschlossenen ovalen Haube *a'*, in welche die Gummifederung, bestehend aus der Stoffdecke *b*

und der inneren Gummimembran *c*, untergebracht ist. Die untere Hälfte des Körpers *a*, anschließend an die Haube *a'*, bildet Wangen *a''*, zwischen denen die Achse *f* senkrecht verschiebbar (entsprechend dem Federungsweg) geführt ist. Zu diesem Zwecke ist über die Achse *f* ein Rohrstück *g* geschoben, durch seitliche (Fig. 1) Führungszapfen *h* am Rohrstück *g*, die in Führungsschlitze *i* der Wangen *a''* eingreifen, ist die sichere Vertikalführung der Achse *f* gewährleistet. Vermittels dieses Rohrstückes ist die Achse *f* unter Zwischenschaltung von Kolben *d* und Kolbenstange *e* auf der Gummifederung abgestützt. Die Fahrgeestellstreben *k* und *l* sind an der flanschartig ausgebildeten Flächen der Wangen *a''* mit Flanschen *m*



Zu Nr. 311446.

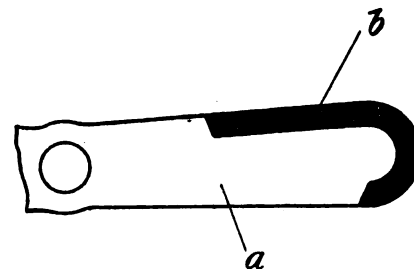
und *n* und Schraubbolzen *o* verschraubt. An die Wangen *a''* schließt sich unten, durch Bolzen *p* verschraubt, ein in die Wangen *a''* gabelförmig eingreifendes Bodenstück *q* an. Dieses Bodenstück läßt sich durch Lösen der Schrauben abziehen, wodurch die Achse *f* und damit die Gummifederung für Ausbesserungen freigelegt werden kann. Für die Abstützung des Fahrgeestelles in diesem Falle ist am Gußkörper *a* ein seitlicher Nocken *r* angegossen, unter welchen Stützen, z. B. die bekannten Schraubenenden gesetzt werden, so daß die Achse selbst entlastet ist, also nach Lösen des Bodenstückes *q* frei herausgenommen werden kann. Dieser seitliche Nocken kann gleichzeitig als Lagerungsarm für die sog. falsche Achse dienen, indem diese mit ihrem zapfenartigen Ende durch Löcher *s* des Nockens *r* hindurchgesteckt und verschraubt wird.

Die Möglichkeit, die Fahrgeestellstreben einfach an die flanschartig ausgebildeten Seitenwangen mit Gegenflanschen anzuschrauben, ist ein besonderer Vorteil, da hierdurch ohne Abänderung der Grundform des Federgehäuses selbst die Anwendung der Federung auf Fahrgeestelle verschiedener Dimensionen möglich wird.

311010. Schutzumkleidung für Schrauben von Luftfahrzeugen. K. Mohrs & E. Sohn, Luftschraubenfabrik in Berlin-Baumschulenweg. — Steigen Flugzeuge bei Regen auf, oder gehen sie auf Wasser bzw. sandigem Boden nieder, so erleiden erfahrungsgemäß die Luftschrauben außerordentlich schnell durch das aufspritzende Wasser beziehentlich durch den aufgewirbelten Sand Beschädigungen und werden dadurch schon nach verhältnismäßig kurzer Zeit unbrauchbar. Zur Verhinderung derartiger Beschädigungen sah man bisher auf den hauptsächlich in Betracht kommenden Teilen der Luftschrauben Blechabdeckungen vor und befestigte die aufgetragenen Decken von Eisen-, Messing- oder Aluminiumblech durch Vernieten, Verschrauben od. dgl. auf den Flügeln.

Mit Schutzeinrichtungen dieser Art erreicht man jedoch den angestrebten Zweck nur unvollkommen, weil die Blechdecke selbst sehr leicht zu Beschädigungen Anlaß gibt, sobald das Holz zu quellen oder sich auszubiegen beginnt und dann Scheerungen zwischen dem Holz und der aufgetragenen starren Metaldecke und deren Befestigungsbolzen auftreten.

Die vorliegende Erfindung behebt diese Mängel dadurch, daß an Stelle von Blechdecken zur Umkleidung der betr. Schraubenteile *a* Drahtgewebe *b* verwendet werden.



Zu Nr. 311010.

Man gewinnt dadurch für die Schraube einen Schutz, der bei ausreichender Festigkeit doch elastisch genug ist, um sich gegebenenfalls eintretenden Formänderungen der Schraubenfläche anzupassen.

Die Aufbringung des Drahtgewebes *b* auf die Schraubenfläche *a* kann in verschiedener Weise erfolgen, beispielsweise durch Vernieten oder Verschrauben geschehen. Das Drahtgeflecht *b* kann auch durch einzelne seiner Drahtzüge mit dem Flügel vernäht werden.

Zum Befestigen des Gewebes wie auch zur Herstellung des Gewebes selbst können Drahtzüge verwendet werden, die aus einer einzigen Metallfaser bestehen, es können aber auch selbstverständlich Drahtzüge verwendet werden, die aus mehreren seilartig zusammengedrehten Metallfasern bestehen.

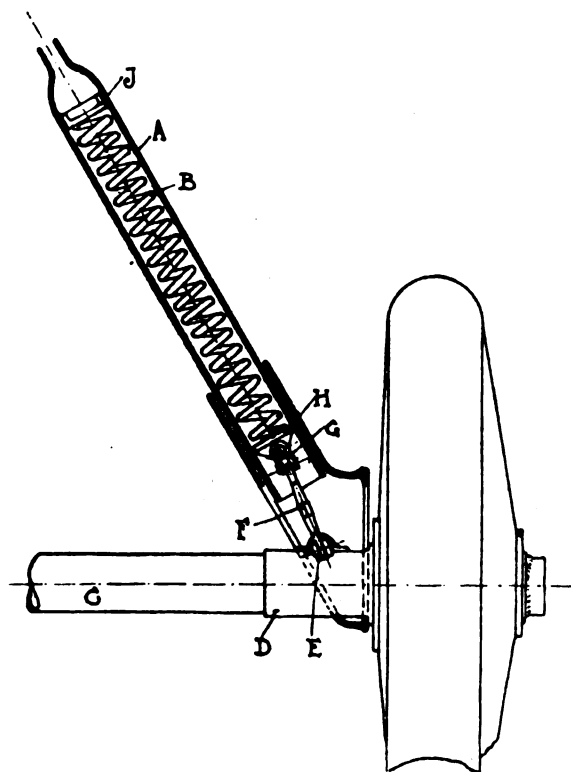
Ebenso ist es nicht erforderlich, daß das Gewebe bereits fertig geflochten auf die Schraube aufgebracht wird, sondern es kann unter Umständen zweckmäßig sein, das Gewebe erst auf der Schraube selbst herzustellen, etwa indem man über die Oberfläche der Schraube geführte Drahtzüge mit Drahtzügen verflechtet, die durch entsprechende Durchbohrungen der Schraubenfläche hindurchgeführt sind.

Machen besondere Umstände eine Abglättung der Oberfläche des Drahtgewebes erforderlich, so werden die Poren des Gewebes in irgend einer Weise ausgefüllt, beispielsweise etwa dadurch, daß man Metall- oder Kunstmassen durch Einpressen, Einspritzen, Einlöten od. dgl. einbringt.

311477. Fahrgestellabfederung, insbesondere für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha. — Das Kennzeichen der Erfindung besteht darin, daß die Federn in die in V-Form schräg stehenden Fahrgestellstreben eingebaut und die Zwischenglieder sowohl mit der Achse als auch mit den unteren Federtellern gelenkig verbunden sind.

Um die Vorspannung der Federn verändern zu können, ist es zweckmäßig, die Zwischenglieder in ihrer Länge, z. B. nach Art von Spannschlössern, verstellbar zu machen.

Die Erfindung bietet den Vorteil, daß der Federdruck unmittelbar an der Wurzel des Fahrgestelles angreift, so daß die Streben, in welche die Federn zweckmäßig einzubauen sind, nicht mehr auf Druck beansprucht werden und daher bei größerer Sicherheit eine leichtere Ausführung erhalten können. Weiterhin wird der Vorteil einer einfachen Gesamtordnung erreicht, wobei die beweglichen Teile fast keiner Abnutzung unterliegen.



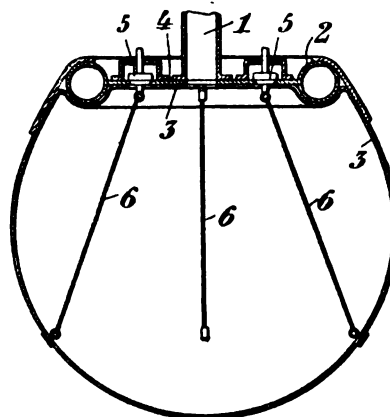
Zu Nr. 311477.

In den hohlen Streben A sind die Federn B untergebracht. Auf jedem Ende der Radachse C sitzt eine Achsenhülse D, auf welcher ein Doppelgabelstück E um eine wagerechte, aber zur Radachse senkrecht verlaufende Mittellinie drehbar gelagert ist.

An jeder Gabel des Doppelstückes E greift ein Zwischenglied F an, welches bei der dargestellten Ausführungsform als in seiner Länge einstellbares Spannschloß ausgebildet ist. An dem anderen Ende ist das Spannschloß F gelenkig mit dem unteren Federteller H verbunden. Die Feder B drückt mit ihrem oberen Ende gegen einen Federteller J.

Wird die Radachse infolge Aufstoßens auf den Boden beim Landen oder infolge eines Hindernisses auf der Fahrbahn beim Rollen angehoben, z. B. um den Betrag a, so werden die Federn B dadurch zusammengedrückt, daß die Hubbewegung der Radachse mittels der angelenkten Zwischenglieder F auf sie übertragen wird.

311099. Druckluftstoßdämpfer zur Dämpfung des Stoßes abfallender Körper, insbesondere für Flugzeuge. Wilhelm Zurovec in Budapest. — An einem mit dem entsprechenden Teil 1 des Flugzeuges verbundenen Ringrohr 2 ist die Ballonhülle 3 festgelegt. Das Ringrohr 2 bildet die Begrenzung einer Platte 4, in welcher bei dem veranschaulichten Ausführungsbeispiel vier Ventile 5 angeordnet sind, von denen je zwei diametral gegenüberliegen.



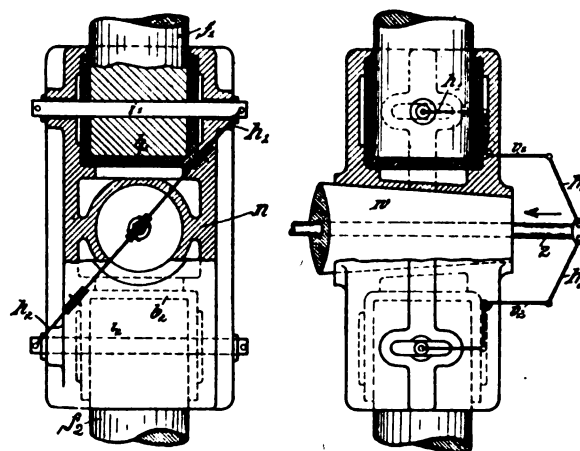
Zu Nr. 311099.

Mit dem Kegel der Ventile 5 sind Zugorgane 6 verbunden, die in entsprechenden Abständen von der Basis an der Seitenwandung des Ballons angreifen.

Der Abstand der Befestigungsstellen der Zugorgane 6 von der Basis ist so gewählt, daß die Ballonhülle den durch die Abplattung bis zu diesen Punkten gesteigerten Überdruck sicher aushält. Überschreitet die Abplattung einen dieser Punkte, so öffnet sich das entsprechende Ventil und läßt den Überdruck entweichen.

311476. Vorrichtung zur Einstellung der Flügelneigung bei Fahrzeugpropellern während des Betriebes. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., in Siemensstadt b. Berlin. — Die Propellerflügel f^1, f^2 sitzen in Buchsen b^1, b^2 , die in geeigneter Weise in der Propellernabe n drehbar befestigt sind. An den Buchsen greifen nun die Schubstangen h^1, h^2 an, zweckmäßig an Bolzen i^1, i^2 , die durch die Flügel hindurchgeführt sind. Die Schubstangen h^1, h^2 stehen mit Winkelhebeln v^1, v^2 in Verbindung, die ihrerseits mittels weiterer Schubstangen h^3, h^4 an dem Ende einer Zugstange z befestigt sind, die durch die hohle Propellerwelle geführt ist.

Als günstiger Umstand kommt hinzu, daß bei der durch die Pfeilrichtung angedeuteten Bewegung eine Art Kniehebelwirkung der Hebel h^3, h^4 eintritt, so daß die Verstellung der Flügel in die gestrichelte Lage einerseits schnell und ruckweise vorgenommen werden kann, und andererseits diese Lage auch durch die Kniehebelwirkung gesichert ist. Man wird diese Stellung des Gestänges demnach vorzugsweise für die Dauereinstellung der Flügel verwenden, während man bei den anderen Stellungen auf die Kniehebelwirkung verzichtet.

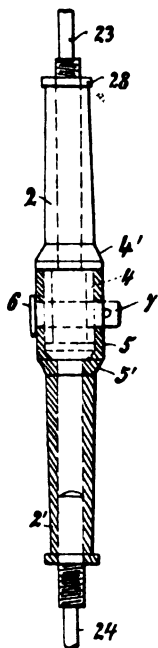


Zu Nr. 311476.

Mit der Kniehebelwirkung ist noch ein weiterer Vorteil verbunden. Da die Wirkung mit zunehmender Verdrehung der Flügel aus der Rotationsebene zunimmt, werden die Reibungskräfte, die zwischen Flügelschaft und Nabe auftreten, und die ebenfalls mit zunehmender Verdrehung der Flügel aus der Rotationsebene zunehmen, ohne weiteres beherrscht.

310824. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen. Jakob Lohner & Co. in Wien. — Die Kuppelung besteht aus einer Hülse 5 und aus einem in diese passenden Bolzen 4, die beide mit einer Querbohrung 21 bzw. 22 versehen sind, durch welche, wenn sich diese Öffnungen bei in der Hülse eingeführtem Bolzen decken, ein Querbolzen oder Vorstecker 6 eingeführt wird, dessen Sicherung in irgendeiner Weise, z. B. durch einen federnden Splint 7, erfolgt.

Neu dabei ist, daß die beiden Kuppelungsteile 4, 5 je an dem Ende des einen Teiles eines aus zwei Teilen 2, 2' bestehenden Schraubenschlosses angeordnet sind. Das sonst einteilige Schraubenschloß ist also in zwei Teile 2, 2' geteilt und besitzt an dem einen Teil das übliche Rechtsgewinde und an dem anderen Teil das Linksgewinde für die einzuschraubenden Schraubenbolzen 23, 24, die in irgendeiner bekannten Weise ausgebildet sein können, um den Spanndraht oder das Spannbänder anschließen oder den Schraubenbolzen direkt am Gerüst des Flugzeuges befestigen zu können. Nach der dargestellten Ausführungsform endet der Schraubenbolzen 23 bzw. 24 in einen Kloben 25, an dem mittels einer Rolle 26 der Spanndraht 27 od. dgl. anschließt; statt dessen kann an dieser Stelle ein Gelenk angeordnet sein.



Zu Nr. 310824.

Die Handhabung dieser Einrichtung stimmt mit jener des Hauptpatentes überein. Eine Zange faßt mit U-förmigen oder klemmenartig wirkenden Backen hinter den Ansätzen 4', 5' der Kuppelung 4, 5 an und nähert dadurch die Kuppelungsteile in der gemeinsamen Achse des gesamten Spanndrahtes od. dgl., bis der Bolzen 4 in die Hülse 5 eintritt und durch Anschlagen des Ansatzes 4' an die Mündung der Hülse 5 das Ende der Bewegung erreicht ist. Sodann erfolgt die Verbindung der Kuppelungsteile 4, 5 von Hand aus durch Einschieben des Vorsteckers 6 und Sicherung desselben durch den Splint 7.

Die Anordnung der Kuppelungsteile 4, 5 an den zwei Teilen 2, 2' des Spannschlosses hat gegenüber der Nebeneinanderanordnung von Spannschloß und Kuppelung den Vorteil einer geringeren Konstruktionslänge und ferner den der Einfachheit. Überdies wird noch der Vorteil erzielt, daß die Herstellung des Rechts- und Linksgewindes am geteilten Spannschloß leichter ist.

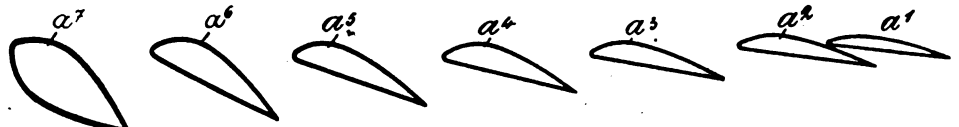
310827. Hohler Propellerflügel aus Blech. Wilhelm Froehlich in Wannsee b. Berlin. — Bei der Herstellung von hohlen Propellern aus Blech mußte man bisher die Saugseite und die Druckseite der Propellerflügel für sich pressen und dann durch Schweißen oder Lötten beide Teile miteinander vereinigen. Eine solche Herstellung ist umständlich und schwierig und läßt Nacharbeiten, wie sie durch das Werfen der Flügel, durch Profilabweichungen, durch Verbeulungen usw. notwendig werden können, kaum zu, da man eine Bearbeitung mit Werkzeugen nur noch von außen vornehmen und das Innere der hohlen Flügel höchstens durch Flüssigkeitsdruck oder durch den Druck einer plastischen schmelzbaren Masse o. dgl. beeinflussen kann.

Erfindungsgemäß werden diese Schwierigkeiten dadurch behoben, daß der aus Blech bestehende Propellerflügel so hergestellt wird, daß der lichte Querschnitt des Flügels und die Steigung von außen nach dem Nabenende hin derart zunehmen, daß ein Kern, um den herum das Blech in die richtige Form gepreßt wird, nach dem

Schließen des Querschnittes durch Lötten, Schweißen od. dgl. aus dem fertigen Flügel herausgezogen werden kann. Hierbei wird der Umstand ausgenutzt, daß für die Güte der Propellerleistung nur etwa zwei Drittel der äußeren Flügellänge von Bedeutung sind, so daß man, unbeschadet der guten Propellerwirkung, im inneren Drittel des Flügels nicht nur die Länge und Breite des Querschnitts vergrößern, sondern auch die Steigung durch Verkleinerung des Steigungswinkels gegenüber dem gleichmäßigen Steigungsverlauf verändern kann. Dabei kommt man zu einer Flügelform, die nach ihrer Fertigstellung das Herausziehen bzw. Herausdrehen des Kernes gestattet und welche es dabei noch in einfacher Weise erlaubt, zu der Querschnittsform überzugehen, welche an der Flügelwurzel für seine Befestigung an der Nabe notwendig ist.

Der hohle Flügel *a* sei aus Stahlblech zusammengebogen, so daß nur eine Schweiß- od. dgl. Naht vorhanden ist. Die lichte Weite des Flügels nimmt vom äußeren Ende nach der Nabe hin zu, wie das aus den Querschnitten *a*¹, *a*², ..., *a*⁷ hervorgeht. Ebenso wachsen die Steigungswinkel von außen nach innen, und es ist in den Querschnitten angedeutet, daß der Flügel aus einem Blech von ungleicher Stärke gebildet ist, indem die Blechdicke der einzelnen Querschnitte von innen nach außen hin abnimmt.

Die Herstellung eines solchen Propellers ist nicht nur einfach, sondern auch billig, da jeder Flügel für sich hergestellt wird, wobei



Zu Nr. 310827.

wenig Materialabfall entsteht und die Preßwerkzeuge, Öfen und sonstigen Einrichtungen verhältnismäßig klein sein können. Das ist besonders wichtig für die Herstellung von Propellern von großen Abmessungen. Da eine Veredelung des Materials am fertigen Flügel vorgenommen werden kann, so läßt sich diese auf das höchste treiben; man erhält höchste Festigkeit bei geringstem Gewicht, und es stehen daher verschiedenartige Konstruktionsmaterialien zur Auswahl. Bei etwaigen Beschädigungen des Flügels kann der Kern wieder in ihn hineingedreht werden, wodurch die Nachbearbeitung erleichtert wird.

311278. Hülle für Starrluftschiffe. Reinhold Richter in Berlin-Schöneberg. — Die Außenhaut eines Starrluftschiffes darf bekanntlich den Querschnitt seines Gerippes nicht sehr fest umspannen, weil sie sich bei feuchtem Wetter trotz aller Imprägnierung so bedeutend zusammenzieht, daß dadurch das Gerippe des Schiffes sehr stark beansprucht wird.

Bei trockenem Wetter dagegen dehnt sich die Außenhaut. Der Fahrtdruck lastet dann auf Teilen des Gerippes, die hierfür nicht geeignet sind; außerdem flattert eine schlaffe Hülle, was ein Fahrthemnis bedeutet.

Um diesem Dilemma zu entgehen, ist die Hülle beim Erfindungsgegenstand in der Längsrichtung des Schiffes an oder zwischen dessen Längsträgern so elastisch ausgebildet, daß sie bei feuchtem Wetter unter Ausdehnung des elastischen Mittels sich zusammenziehen und bei trockenem Wetter unter Zusammenziehung des elastischen Mittels sich ausdehnen kann, so daß ihre Spannung zwischen bestimmten Grenzen gehalten wird.

Das elastische Mittel ist am besten bandartig gestaltet und kann auch metallischer Art sein; es empfiehlt sich die Wahl eines Gummibandes.

In der Hülle *a* des Luftschiffkörpers *b* sind zwischen dessen Längsträgern *c* Gummibänder *d* eingesetzt, deren Längskanten *e* nach dem Rande zu dünner werden.

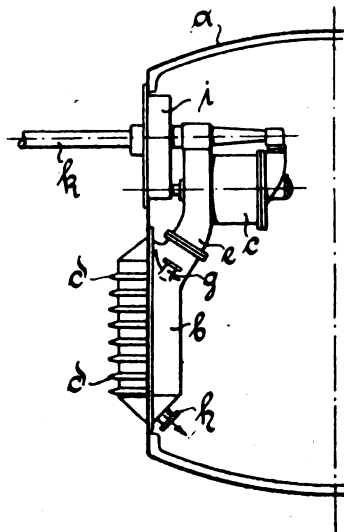
Der keilartige Querschnitt *e* der Bandkante ermöglicht einen sicheren Anschluß an die Schiffshülle *a*.

310826. Einspritzkondensator für Luftfahrzeuge. Dr. Rudolf Wagner in Hamburg. — Der Gegenstand der Erfindung bezieht sich auf Luftschiffe und Großflugzeuge mit Dampfbetrieb, bei welchen Einspritzkondensation mit teilweiser unmittelbarer Oberflächenkondensation verwendet ist. Zu diesem Zweck ist es bereits bekannt, die Wände derartiger Kondensatoren mit äußeren Kühlrippen, wellenförmigen Rillen, Falten u. dgl. zu versehen, wodurch die Kühlwirkung erhöht und ein Teil der Dampfwärme bereits unmittelbar an die vorbeistreichende Luft abgegeben wird. Dadurch kann die Einspritzwassermenge und die Heizfläche der dazu nötigen Rückkühler verringert werden. Der letztere Umstand ist natürlich besonders deshalb erwünscht, da außer der erzielten Gewichtersparnis auch der Fahrtwiderstand der Kühler vermindert wird.

Diese Oberflächenkühlwirkung soll noch dadurch gesteigert werden, daß einerseits der Einspritzkondensator eine flache längliche Tasche bildet mit einem Grundriß länglichen Querschnitts, z. B. einer ellipsen- oder linsenförmigen Form, andererseits durch Verwendung des Kondensators als Teil der Maschinenkammerwand,

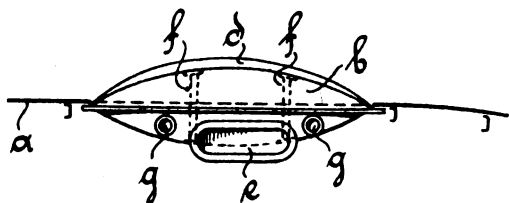
so daß die äußere Wand des Kondensators unmittelbar von der außen vorbeistreichenden Luft gekühlt wird.

Die Ausbreitung des Kondensatorraumes in eine flache, längs-liegende Tasche hat vor allem den Vorteil, daß der Luftwiderstand verhältnismäßig gering wird, anderseits wird die unmittelbar von der vorbeistreichenden Luft gekühlte Oberfläche möglichst groß, zugleich einen großen Teil der Maschinenkammerwand ausfüllend. Der Kondensator bildet in diesem Falle auch eine gewisse Unterlage für die Turbine, so daß gegebenenfalls weitere Befestigungen sich erübrigen.



Zu Nr. 310826.

a ist die Wand der Maschinenkammer, welche an der Stelle des Einspritzkondensators *b* einen Ausschnitt erhält, um denselben aufzunehmen. Mittels eines vorspringenden Randes kann derselbe beispielsweise mit der Wand verbunden werden. Der Kondensator *b* hat in dem vorliegenden Beispiel im Grundriß einen linsenförmigen Querschnitt, so daß die Wände gegen äußeren Druck bereits an sich sehr steif werden und anderseits der Luftwiderstand der Maschinenkammer durch den hervorstehenden Kondensator nur unwesentlich beeinflusst wird. Im allgemeinen ist die Turbine *c* nebst Kondensator *b* mehr im vorderen Teil der Maschinenkammer untergebracht, so daß das Moment eines geringen Formwiderstandes der vorderen Gondel immerhin beachtet werden muß, besonders bei sehr schnellen Großflugzeugen.



Zu Nr. 310826.

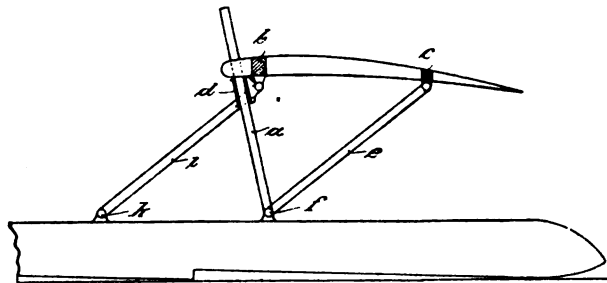
Die Wände des Kondensators *b* können auf der äußeren Wand entweder durch besonders aufgesetzte oder in das Blech eingepreßte Rippen, wellenförmige Rillen oder Falten *d*, *d* versteift werden, wobei diese Rippen in bekannter Weise auch eine sehr wirksame Vergrößerung der kühlenden Oberfläche bilden. Zur besonderen Unterstützung dieser Wirkung ist der Eintrittsstutzen *e* von der Turbine in dem Beispiel der Fig. 1 und 2 etwas schräg gegen die äußere Wand des Kondensators gerichtet, um den Dampf hauptsächlich dorthin zu leiten.

Die Rippen oder Falten *d*, *d* sind natürlich im allgemeinen längs verlaufend gerichtet, um einen guten Luftabfluß auf der äußeren Seite zu erreichen. Dabei können jedoch, falls erforderlich, auch noch z. B. senkrecht angeordnete innere Rippen im Kondensator zu dessen weiterer Versteifung angebracht sein.

In Fig. 1 und 2 bezeichnet noch *g* den Einspritzwassereintritt, *h* den Austritt für das Kondensat und Einspritzwasser. *i* ist ein Zahnradübersetzungsgetriebe von der Turbinenwelle auf die nach dem Propeller führende Übertragungswelle *k*.

Die Benutzung des Kondensators als Teil der Maschinenkammerwand ergibt zugleich einen weiteren Vorteil, indem die Luftreibung der Gondel vermindert wird. Infolge der Erwärmung der vorbeistreichenden Luft nimmt die Reibung im Verhältnis der Dichte, also der absoluten Temperaturen ab.

311011. Wasserflugzeug. Gustav Pieske in Berlin. — Beim Niedergehen von Vögeln auf das Wasser hat man beobachtet, daß dieselben vor dem Berühren der Wasseroberfläche die Füße nach vorwärts strecken, um ein Überstürzen des Körpers und damit ein nichtgewolltes Eintauchen des Kopfes zu verhindern. Diesem Umstande soll nun nach der Erfindung dadurch Rechnung getragen werden, daß die beiden Seitenschwimmer, welche beim Zweischwimmersystem mit fast ihrer ganzen Länge neben dem als Bootskörper ausgebildeten Rumpf liegen, während ihres Anhebens zur Bildung des Einschwimmersystems, wie es für das Auflaufen auf den Wasserspiegel das geeignetste ist, gleichzeitig eine Längsverschiebung nach vorwärts erfahren. Erreicht wird dies z. B. dadurch, daß die Seitenschwimmer an das mit dem Bootskörper starr verbundene Gestell, beispielsweise an das Tragdeck mittels eines Gelenkparallelogramms und eines Schubkurbelgetriebes angeschlossen sind.

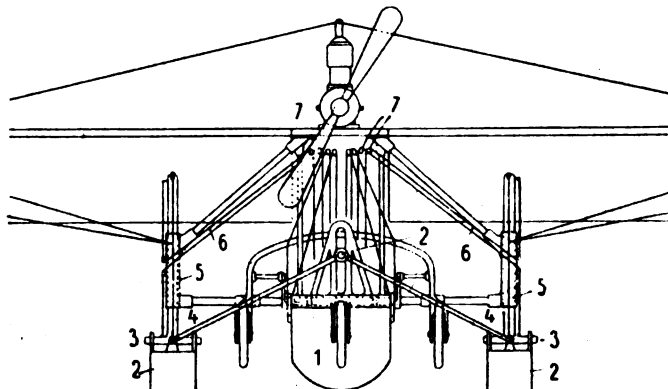


Zu Nr. 311011.

In einer am vorderen Holm *b* der unteren Tragfläche des Wasserflugzeuges angeordneten Führungshülse *d* ist längsverschiebbar ein Rohr *a* angeordnet und an seinem unteren Ende bei *f* am Schwimmer gelenkig befestigt. An dem hinteren Holm *c* der unteren Tragfläche sitzt drehbar eine Strebe *e*, deren unteres Ende ebenso wie das Rohr *a* bei *f* an dem Schwimmer angelenkt ist.

Denselben Schwingpunkt an dem vorderen Holm *b* wie das Rohr *a* besitzt eine zweite Strebe *i*, die mit ihrem freien Ende bei *k* drehbar am Schwimmer sitzt. Die Lage dieses Punktes *k* ist derart, daß er mit den Drehpunkten an den Holmen *b* und *c* und dem Drehpunkt *f* die Ecken eines Parallelogramms bildet.

307561. Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer oder mit als schwimmfähiger Bootskörper ausgebildetem Rumpf und verstellbaren Seitenschwimmern. Gustav Pieske in Berlin. — Bei den bekannten Wasserflugzeugen mit Seitenschwimmern dienten diese Seitenschwimmer lediglich als Fühlschwimmer. Sie waren nicht dazu bestimmt, das Flugzeug allein oder mit dem Bootsrumpf zusammen zu tragen. Wenn sie verstellbar angeordnet waren, so hatte dies nur den Zweck, sie während des Fluges an den Bootskörper heranzuziehen und sie erst beim Niedergehen auf die Wasseroberfläche, zwecks seitlicher Stützung des Bootsrumpfes, wieder ausstrecken zu können. Wenn bei den bekannten Wasserflugzeugen die seitlichen Fühlschwimmer sonst noch beweglich waren, so geschah dies nur mit Rücksicht auf die Anpassungsfähigkeit dem Wellengange gegenüber.



Zu Nr. 307561.

Das Einschwimmersystem (1) nach der Erfindung findet Verwendung bei der Ruhelage des Flugzeuges auf dem Wasser, und die hochgehenden Seitenschwimmer dienen dann in bekannter Weise als Fühlschwimmer. Außerdem können die seitlichen Schwimmer (2) angehoben werden, wenn das Wasserflugzeug gezwungen ist, auf den Erdboden niederzugehen, zu welchem Grunde es zweckmäßig mit einem Rädergestell versehen ist. Ferner ist dieses Einschwimmersystem (1) von Nutzen bei dem Niedergehen des Flugzeuges auf den Wasserspiegel in Schräglage. Dann berührt nämlich hauptsächlich der Bootsrumpf den Wasserspiegel. Dies ist vorteilhaft;

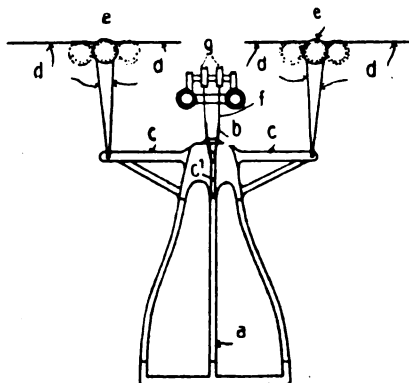
denn wenn nämlich, wie bei den früheren Anordnungen, ein Seitenschwimmer zuerst den Wasserspiegel berührt, so führte das Flugzeug eine ungewollte und infolgedessen häufig gefährliche Drehung um seine Längsachse aus.

Das Zweischwimmersystem findet beim Abfliegen vom Wasserspiegel Verwendung.

Das Dreischwimmersystem dient dem normalen Auflaufen auf den Wasserspiegel, wobei Bootskörper und die beiden Seitenschwimmer gleichzeitig die Stoßwirkung beim Auftreffen auf den Wasserspiegel aufnehmen können.

Die Schwimmer 2 sind in bekannter Weise schwingbar bei 3 federnd aufgehängt, und zwar an Rohren 4. Die Rohre 4 sind durch Rohre 5 hindurchgeführt derart, daß die Rohre 4 mit den Schwimmern 2 in der Höhenlage gegenüber den am Fahrgestell befestigten Rohren 5 verstellt werden können. Die Veränderung der Höhenlage der Schwimmer 2 erfolgt vermittelt Seilzüge 6, 4 o. dgl. mechanischer Mittel, die vom Führerstand aus bewegt werden können.

308076. Pendelstabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Stephan Sturm in Obertürkheim b. Stuttgart. — Das Pendel *a* ist an einem mit dem Flugzeug starr verbundenen Rohr *b* pendelnd aufgehängt; an dem Drehpunkt des Pendels sind in Kreuzform Arme *c* und *c'* angebracht, die durch Zugseile *d* und *f*, welche über die verstellbaren Rollen *e* und *g* laufen, mit den Höhen- und Stabilisierungsflächen verbunden sind, so daß, wie bekannt, bei



Zu Nr. 308076.

Neigungen des Flugzeuges die Steuerflächen sofort in Tätigkeit treten und das Flugzeug selbsttätig in seine richtige Lage gebracht wird. Durch die verstellbar angeordneten Seilrollen *e* und *g*, die durch einen Handhebel vermittelt Zugseile oder Schubstangen gegeneinander und voneinander verschoben werden können, wird nun gemäß der Erfindung die Handsteuerung bewirkt, ohne die selbsttätige Stabilisierung aufzuheben, da bei der Verstellung der Rollen auf die beiden entgegengesetzten Arme des Kreuzes ein Zug von gleicher Stärke ausgeübt wird, der daher nicht das Pendel beeinflussen kann, sondern die Steuermittel verstellt und so die Steuerung bewirkt.

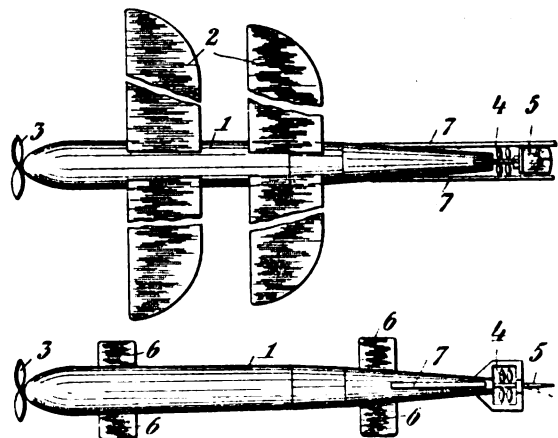
307280. Kombiniertes Luft- und Wassertorpedo. Karl Warchalowski in Wien. Es wurde bereits vorgeschlagen, Flugzeuge als Unterseeboote auszubilden, und es sind auch unter elektrischem Einfluß bzw. unter Einwirkung eines Uhrwerkes verstellbare Steuer bekannt. Ebenso ist bekannt, zum Zwecke der Erzielung einer Parallelbewegung eines Fahrzeuges im gleichen Sinne verstellbare Steuer an beiden Seiten des Fahrzeuges anzuordnen.

Weiterhin ist es auch bekannt, Torpedos mittels eines Schaftes zu lancieren.

Bei dem den Gegenstand vorliegender Erfindung bildenden kombinierten Luft- und Wassertorpedo finden diese an und für sich bekannten Einrichtungen Verwendung, und die Erfindung besteht darin, daß die Tragflächen 2 und die Luftschraube 3 lösbar mit dem Torpedokörper 1 verbunden sind und die Kupplungsorgane derart pneumatisch oder durch Federn oder auf elektrischem Wege beeinflusst werden, daß in einem von vornherein bestimmbar Zeitpunkte eine Entkupplung dieser Teile erfolgt und somit das bisher in der Luft getragene Torpedo nach abwärts gleitet und nunmehr, da gleichzeitig auch die gebräuchlichen Wasserpropeller 4 in Funktion gesetzt werden, in genau der gleichen Weise wirkt wie ein gewöhnlicher Wassertorpedo. Durch diese Einrichtung wird ein bedeutend rascherer Vortrieb des Torpedos erzielt, da bekanntlich der Torpedo im Wasser etwa 1 Minute für die Zurücklegung eines Kilometers benötigt, während in der Luft für diesen Weg etwa nur ein Achtel dieser Zeit benötigt wird. Soll also beispielsweise ein Objekt, welches sich in einer Entfernung von $7\frac{1}{2}$ km befindet, beschossen werden, so empfiehlt es sich, den Torpedo mittels eines Zeiteinstellers o. dgl. derart einzustellen, daß derselbe etwa 7 km als Lufttorpedo

in der Luft und nur die restlichen 500 m unter Wasser als gewöhnlicher Wassertorpedo zurücklegt.

In weiterer Ausgestaltung des Erfindungsgegenstandes kann der Torpedo 1 mit einem Höhensteuer 5 ausgestattet sein, das in einen von vornherein bestimmbar Zeitpunkte durch pneumatischen Druck o. dgl. oder auf elektrischem Wege derart beeinflusst wird, daß eine Verstellung des Höhensteuers und damit eine Steuerung des Torpedos bewirkt wird. Hierdurch kann der Torpedo während



Zu Pat. Nr. 307280.

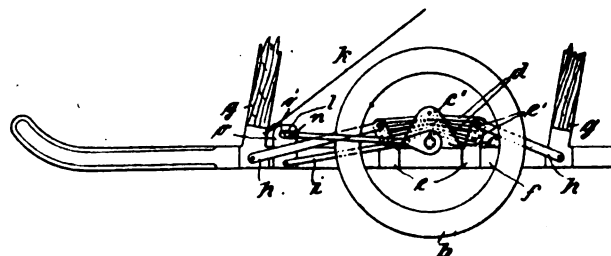
seines Fluges in der Luft derart beeinflusst werden, daß er zu geeignetem Zeitpunkte beispielsweise nach abwärts gesteuert wird, worauf erst knapp vor Eintauchen des Torpedos in das Wasser oder erst durch Aufschlagen der Tragflächen 2 auf das Wasser die Lösung der Tragflächen sowie der Luftschraube erfolgt. Dieselbe Wirkung könnte selbstverständlich auch durch Verstellung des Schwerpunktes nach vorn erreicht werden.

Es ist bereits bekannt, Torpedos mit elektrisch beeinflussbaren Seitensteuer auszugestalten. Diese Einrichtung kann aber nur dann Verwendung finden, wenn der Torpedo nicht mit einem die Richtung haltenden Gyroskop versehen ist, da sonst die Gyroskopwirkung der von dem Seitensteuer hervorgerufenen Drehwirkung entgegenarbeitet und daher der beabsichtigte Effekt nicht erzielt werden kann.

Gemäß vorliegender Erfindung werden nun ein oder mehrere elektrisch beeinflusste Seitensteuer 6 in der Mittelachse des Torpedokörpers, und zwar an der Oberseite desselben, angebracht. Zur Vergrößerung der Wirkung bzw. um einseitige Drücke zu verhindern, können analoge Steuerflächen, wie bekannt, auch an der Unterseite des Torpedokörpers in der Mittellinie desselben angebracht sein, die zwangsläufig mit der oberen Steuerfläche verbunden sind. Durch die Wirkung dieser Steuerflächen 6 wird der Torpedo, ohne aus der durch das Gyroskop festgehaltenen Richtungslinie abgelenkt zu werden, seitlich in der einen oder der anderen Richtung verschoben, und zwar parallel zu sich selbst. Auf diese Art kann man also auch durch Gyroskopwirkung den in der Richtung festgehaltenen Torpedo derart beeinflussen, daß er gleichsam eine Seitenbewegung ausführt.

Das Lancieren des Torpedos erfolgt beispielsweise dadurch, daß mit dem Torpedokörper zwei zwischen sich die Wasserpropeller 4 einschließende Schäfte 7 verbunden sind, welche in zwei, einen gemeinsamen Explosionsraum besitzende Abfeuerungsrohre eingreifen, während der Torpedokörper 1 in Schienen o. dgl. mittels Rollen geführt ist.

286238. Fahrgestell für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha. Auf jeder der Achsen *a* laufen zwei Räder *b*, die symmetrisch zum Mittelpunkt der Achse angeordnet sind. In diesem Mittelpunkt ist die Achse *a* gelagert, und zwar



Zu Nr. 286238.

ist das Lager *c* derart ausgebohrt, daß die Achse sowohl in waagrechter als auch in senkrechter Ebene um einen gegebenen Winkel, z. B. 10° , aus ihrer Normallage ausschlagen kann.

Der Lagerkörper stützt sich auf der Oberseite gegen Gummibänder *d*, die an den auf den Kufen *f* sitzenden Schuhen *e*

aufgehängt sind und seitlich von Flanschen c'' der Lagerkörper c umfaßt werden. Um die Kufen von dem Gegendruck der Lagerung zu entlasten, sind die Schuhe e mit denjenigen Punkten, an welchen die Stützen g des Untergestelles an den Kufen f angreifen, durch Zugbänder h verbunden.

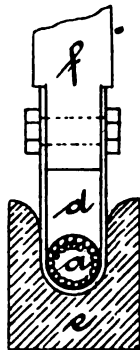
Weiterhin sind die Achslager c durch zwei Zugbänder i an einem vorderen Punkt der Kufen angelenkt. Hierdurch wird bewirkt, daß sich die Lager unter Überwindung der Federkraft von den Kufen abheben, rückwärts aber nicht verschieben können.

Die Lenkung der Laufräder erfolgt mittels einer am Untergestell quer verschiebbar gelagerten Stange l , die durch ein in ihrer Mitte angreifendes und über eine Rolle geführtes Stahlseil oder ein anderes Übertragungsglied von einem Handrad, Fußpedal o. dgl. aus bewegt wird.

Mit der Steuerstange l sind die Radachsen entweder durch Gelenkstangen oder eine Gabel m verbunden, die mittels eines Kreuzgelenkes n an der Steuerstange befestigt ist. Die Anordnung des Kreuzgelenkes ermöglicht, daß die Achse um ihren Mittelpunkt in wagerechter und senkrechter Ebene ausschlagen kann. Die Steuerstange l ist an den Kufen in Tragstücken o gelagert, deren längliche Schlitz o' eine Verschiebbarkeit der Steuerstange in Richtung der Kufen zulassen und ermöglichen, daß beim Federn des Fahrgestelles die Steuerstange geringe Drehungen um ihre Längsachse ausführen kann.

Außer den Gummibändern d sind auf der Laufradachse noch Schraubenfedern vorgesehen, welche die Achse gegen beide Seiten des Lagers abstützen. Seitliche Stöße beim Landen werden daher teils von diesen Federn teils von den Gummibändern d aufgenommen.

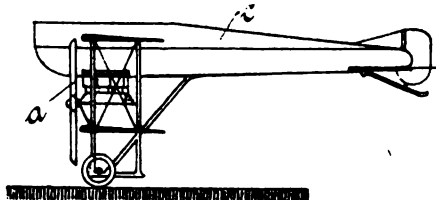
308374. Seilführung von hin und her bewegten Treibflächen an Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen. Luftschiffsantrieb G. m. b. H. in Berlin. — Bei dem bekannten Antrieb von Luftschiffen oder anderen Fahrzeugen mittels hin und her bewegter Treibflächen, bei welchem die die Treibflächen bewegendenden Seile in ihrer kurzen freien Länge nicht gelagert sind, haben sich infolge der am Seil befestigten Massen störende Schwingungen gezeigt, welche größere Geschwindigkeiten ausschlossen.



Zu Nr. 308374.

Um die durch Massenwirkung auftretenden Schwingungen des Seiles zu verhindern, wird das Seil a auf seiner freien Länge, unter Umständen auch um die Seilscheibe herum, in einer Gleitbahn e geführt, die die Bewegung des Seiles nach drei Seiten begrenzt, ein Ausweichen desselben nach oben aber gestattet. d ist der Schlitten der Treibfläche f .

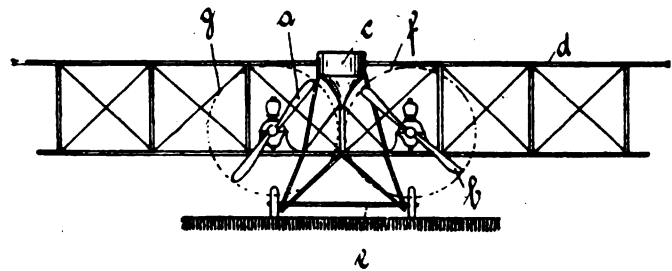
307382. Rumpfdoppeldecker. Oskar Ursinus in Frankfurt a. M. Der Stirnwiderstand eines Flugzeugrumpfes der üblichen Form zeigt eine Zunahme bei steigender Geschwindigkeit, die zum Teil un stetig vor sich geht. Hierdurch werden die Stabilitätsverhältnisse des Flugzeuges besonders dann ungünstig beeinflusst, wenn unter oder über dem Flugzeugrumpf noch andere Teile vorhanden sind,



Zu Nr. 307283.

deren Widerstand sich in anderem Maße mit der Geschwindigkeit ändert. Diese Verhältnisse liegen bei Doppeldeckern mit dicht über der unteren Tragfläche eingebautem Rumpf vor. Hier wandert der Druckmittelpunkt bei steigender Geschwindigkeit mehr oder weniger sprunghaft nach unten und übt infolgedessen auf das Flugzeug ein unberechenbares Kippmoment nach vorn aus. Außerdem

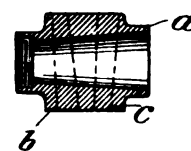
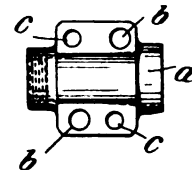
ist eine ungünstige Beeinflussung der Luftströmung an der oberen Tragfläche durch die unregelmäßig gestaltete Oberfläche des Rumpfes vorhanden. Diese Übelstände lassen sich nun dadurch beseitigen, daß der Rumpf c nach oben verschoben wird. Das Wandern des Druckmittelpunktes nach unten ist hierdurch unmöglich gemacht und im Gegenteil bei hoher Geschwindigkeit ein Wandern des Druckmittelpunktes nach oben erreichbar, was wegen der hierdurch bei größerer Geschwindigkeit, z. B. dem Sturzflug, eintretenden aufrichtenden Kraft von Vorteil ist. Eine ähnliche Flugzeugkonstruktion ist nun zwar durch den sog. Farman-Kavalleriezweidecker bekanntgegeben worden. Dieses Flugzeug besitzt jedoch nicht den langgestreckten Flugzeugrumpf mit im Gebiet der Tragflächen liegenden Öffnungen für die Sitzplätze, und die untere Tragfläche ist nicht in den üblichen Abmessungen gehalten, sondern besteht nur aus einem zwischen den Fahrgestellstützen eingeschobenen kurzen Flächenstück, so daß hier bei Rumpf und Tragflächen nicht die gleichen Widerstandsverhältnisse auftreten wie bei den üblichen Rumpfdoppeldeckern.



Zu Nr. 307283.

Durch die Verschiebung des Rumpfes c nach oben wird aber auch zugleich der Raum frei, den ein Antrieb mit berührenden Propellerkreisen g und f benötigt, denn der Flugzeugrumpf kann nunmehr in den oberen keilförmigen freien Raum zwischen den von den Propellern beschriebenen, vorteilhaft sich berührenden Wirkungskreisen angeordnet werden, wie dies in ähnlicher Weise für einen Eindecker vorgeschlagen wurde. Dies bietet besondere Vorteile für die Steuerfähigkeit des Flugzeuges. Bei dem bekannten Antrieb mit zwei Propellern a und b und Motoren bereitet es Schwierigkeiten, mit dem Seitensteuer das Moment des einseitigen Propellerzuges zu beseitigen, wie es z. B. bei einem Betriebsschaden an dem einen der beiden Propeller oder bei Benutzung nur eines Propellers auftritt, weil der Propellerzug infolge der Anordnung der Gondel zwischen den Propellern an einem sehr langen Hebelarm angreift. Bei einem Doppeldecker gemäß der Erfindung hingegen lassen sich die Propeller a und b bis annähernd zur Berührung der Propellerkreise g und f zusammenrücken und damit der Hebelarm für einen einseitigen Propellerzug verkürzen.

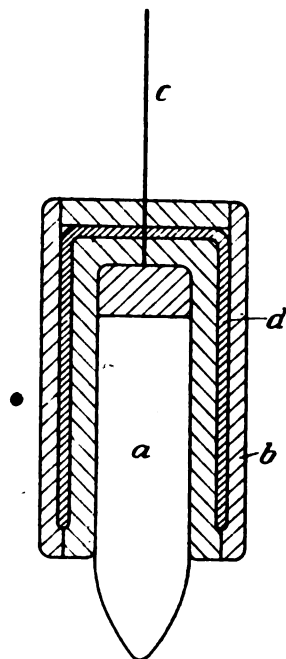
309361. Gestell für Propeller. Jakob Haw in Potsdam. — In die konischen Bohrungen bc der Nabe a sind Stahlstangen d eingeschoben. Die Enden der Stahlstangen sind entsprechend konisch gestaltet, dabei aber zweckmäßig um ein geringes stärker gehalten, als die lichte Weite der Bohrung beträgt, so daß ein entsprechender Preßdruck angewendet werden muß, um die Stahl-



Zu Nr. 309361.

stangen mit ihren konischen Enden vollständig in die zugehörigen Bohrungen der Nabe einzupassen. Es wird hierdurch ein derart fester Sitz der Stangen in der Nabe erreicht, daß die beim Gange des Propellers auftretende Fliehkraft keinerlei Verschiebung der Stangen mehr herbeiführen kann.

308375. Abschußvorrichtung für Granaten u. dgl. von Luftfahrzeugen. Siemens-Schuckertwerke G.m.b.H. in Siemensstadt bei Berlin. — Bei Luftfahrzeugen, die sich in größerer Höhe über der Erde bewegen, besteht die Schwierigkeit, bestimmte Punkte der Erdoberfläche mit Sicherheit zu treffen, da die herabgeworfenen Bomben nur mit der Geschwindigkeit des freifallenden



Zu Nr. 308375.

Körpers auf die Erde gelangen und so eine Zeit von mehreren Sekunden brauchen, während der das Fahrzeug bereits einen beträchtlichen Weg zurückgelegt hat. Beträgt beispielsweise die Abwurfhöhe nur 500 m, so verstreichen bis zum Auftreffen der Bombe, selbst wenn der Luftwiderstand nicht berücksichtigt wird, etwa 10 Sekunden. Während dieser Zeit bewegt sich das Fahrzeug, wenn man nur eine Eigengeschwindigkeit von etwa 70 km in der Stunde annimmt, bereits um etwa 200 m. Ein sicheres Zielen ist unter diesen Verhältnissen naturgemäß ausgeschlossen.

Man erreicht größere Geschwindigkeiten des herabfallenden Körpers, wenn man ihn in einem Geschütz eine Anfangsgeschwindigkeit gibt. Diese Lösung der Aufgabe konnte jedoch bei Luftfahrzeugen nicht in Frage kommen, da der beim Abfeuern von Geschossen auftretende Rückstoß das Fahrzeug gefährden würde.

Der Rückstoß kann nun der Erfindung gemäß vermieden werden, ohne daß eine Gefährdung des Flugzeuges zu befürchten ist, wenn man das Geschützrohr *b* frei am Fahrzeug aufhängt und mit dem Abfeuern des Geschosses *a* oder unmittelbar nach dem Abfeuern desselben die Verbindung *c* mit dem Fahrzeug löst. Man kann nun das Geschützrohr hohlwandig ausführen und mit Explosivstoffen *d* füllen, um es, nachdem es seinen Zweck als Geschützrohr erfüllt hat, als Bombe zu verwenden. Man versieht das Geschützrohr dann mit besonderer Aufschlagzündung oder Zeitzündung, die beim Abfeuern des Geschosses entschert werden kann. Man hat dann die Möglichkeit, einen bestimmten Zielpunkt, den man im Auge hat, unmittelbar zu zerstören, während man das Gelände hinter dem Zielpunkt mit den Bruchstücken des Geschützrohres bestreuen kann.

Das Geschütz wird in größerer Tiefe unter dem Fahrzeug aufgehängt, so daß das nach dem Abfeuern zurückfliegende Geschützrohr oder seine Bruchteile das Luftfahrzeug nicht beschädigen können.

286407. Strebensschuh für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha. — Es ist bekannt, an den unteren Enden der Tragflächenstreben bei Flugzeugen Schuhe oder Anschlußstücke anzuordnen, mittels deren einerseits eine lösbare Befestigung für die Streben und andererseits für Spannseile bzw. Spanndrähte geschaffen wird. Die bekannten Ausführungsformen dieser Art zeigen den Nachteil, daß zwecks Lösung der Strebenbefestigung die Spanndrähte gelockert oder die Spannvorrichtungen oder Karabiner geöffnet werden müssen; bei einigen Ausführungsformen ist außerdem eine Verkürzung der Streben unter Benutzung von Verschraubungen o. dgl. erforderlich, um ein Auseinandernehmen zu ermöglichen.

Man hat bei Spannvorrichtungen, die nicht mit dem Strebensschuh eines Flugzeuges in Verbindung stehen, bereits die Spanndrähte an ein einziges Glied angreifen lassen und dieses Glied zum Spannen der Drähte in Richtung der Stütze innerhalb einer mit Durchtrittsschlitz versehenen Glocke verstell.

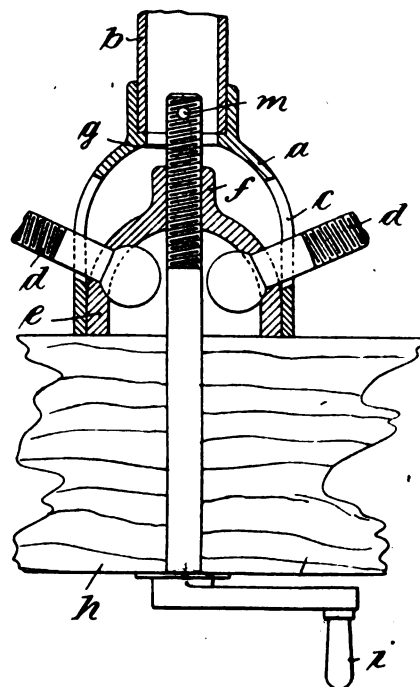
Eine derartige Einstellvorrichtung wird in Verbindung mit einem Strebensschuh so angeordnet, daß in dem zur Aufnahme des Strebenfußes dienenden glockenartigen Hohlkörper ein zweiter als Schraubenmutter ausgebildeter Hohlkörper verschiebbar angeordnet ist, an welchem die durch Schlitz der Außenglocke hindurchgeführten Spannorgane angreifen, die beim Verschieben des inneren Hohlkörpers nach bekannter Art gelockert werden und so ein Herausnehmen der Strebe aus dem Strebensschuh gestatten, ohne daß die einzelnen Teile des Strebenschuhs und die Spannorgane voneinander getrennt zu werden brauchen.

Auf diese Weise behalten die Verspannungsorgane beim Herausnehmen des Fahrzeuges ihre vorher eingestellte Länge unverändert bei, ebenso bleiben die Streben in ihrer Länge unverändert. Karabiner oder Spannschlösser brauchen nicht gelöst zu werden; sämtliche Einzelteile des Strebenschuhs bleiben beim Auseinandernehmen des Flugzeuges vereinigt, ebenso bleiben die Spanndrähte für jede Hauptzelle mit dem Strebensschuh in Verbindung, so daß keine Einzelemente verloren gehen können.

Hierdurch wird der Zusammenbau sowie das Auseinandernehmen der Tragfläche auf die einfachsten Maßnahmen beschränkt, ein Vorzug, der insbesondere für den Doppeldeckerbau und für die sportliche wie kriegsmäßige Benutzung der Doppeldecker von grundlegender Bedeutung ist.

Der Strebensschuh besteht aus einem äußeren Hohlkörper *a*, in dessen oberen zylindrischen Teil das untere Strebenende *b* eingreift, während der untere glockenartig sich erweiternde Teil mit Längsschlitz *c* versehen ist, durch welche die Spannorgane *d* (Drähte, Seile, Spannschlösser o. dgl.) greifen.

Im Innern des Hohlkörpers *a* sitzt ein zweiter glockenförmiger Hohlkörper *e*, durch dessen seitliche Bohrungen die Endstücke der Spannorgane *d* geführt sind. Diese Endstücke sind in bekannter Weise kugelförmig ausgebildet oder sonstwie verstärkt, um eine besondere Befestigung der Spannorgane zu entbehren. Die innere Glocke *e* ist bei *f* als Mutter für einen Schraubenbolzen *g* ausgebildet, der durch den Holm *h* der unteren Tragfläche hindurchgeführt ist und in beliebiger Weise, z. B. mittels einer abnehmbaren Hand-



Zu Nr. 286407.

kurbel *i*, seine Drehbewegung erhält. Ein Splint *m* sichert den Schraubenbolzen *g* in der aus der Zeichnung ersichtlichen Gebrauchslage und greift zu diesem Zweck durch Bohrungen des Strebenfußes und der äußeren Glocke *a*.

In der Gebrauchslage sitzen die beiden ineinandergeschalteten glockenförmigen Hohlkörper *a* und *e* mit ihren unteren Rändern auf der oberen Seite des Holmes *h* auf; der Strebenfuß sitzt in der oberen zentralen Aussparung des äußeren Hohlkörpers *a*. Die Spannorgane befinden sich in gespanntem Zustande.

286697. Antrieb für Flugzeuge, bei welchem der Propeller zugleich von zwei oder mehr Motoren angetrieben wird. Jacob Lohner & Co. in Wien. — Um eine Landung des Flugzeuges beim Versagen des Motors zu vermeiden, hat man bereits vorgeschlagen, zwei oder mehr Motoren zum Antrieb des Propellers o. dgl. in das Flugzeug einzubauen, wodurch beim Versagen oder Abstellen eines oder mehrerer Motoren der Antrieb des Propellers durch die übrigen Motoren mit dem Erfolg

bewirkt wird, daß das Flugzeug noch flugfähig ist. Auch hat man bereits vorgeschlagen, den Propeller durch zwei oder mehr Motoren von solcher Stärke anzutreiben, daß sie zusammen die für den normalen Flug nötige Leistung entwickeln. Dies hat zwar den Vorteil, daß das Gewicht der Motoren und damit dasjenige des Flugzeuges wesentlich verringert wird, doch ist der Flieger trotzdem genötigt zu landen, wenn einer oder mehrere Motoren versagen, weil sodann der weiter wirksame Motor oder die Motoren nicht imstande sind, den Propeller mit seiner bisherigen Umdrehungszahl weiter zu drehen.

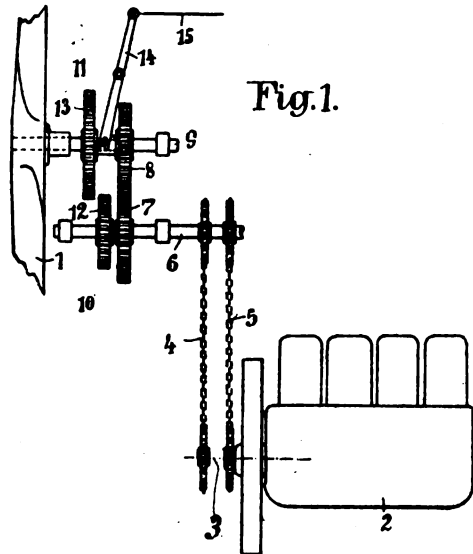


Fig. 1.

Zu Nr. 286 697.

Um bei Verwendung von zwei oder drei Motoren der zuletzt erwähnten Art beim Versagen oder Abstellen eines oder mehrerer Motoren ein Fliegen zu ermöglichen, wird ein Geschwindigkeitswechselgetriebe in den Propellerantrieb eingeschaltet, die kleinere Übersetzung wird beim Versagen oder Abstellen eines oder mehrerer Motoren eingerückt, so daß der langsamere umlaufende Propeller nur noch die Leistung eines mit seiner früheren Geschwindigkeit laufenden Motors beansprucht.

Der Propeller 1 wird von zwei Motoren 2, 3 angetrieben, welche mittels der Kettenübersetzungen 4, 5 auf eine gemeinsame Welle 6 wirken, die durch das Zahnradgetriebe 7, 8 die Propellerwelle 9 in Drehung versetzt. Die beiden Motoren haben eine solche Stärke, daß sie zusammen die für den normalen Flug nötige Leistung entwickeln, d. h. dem Propeller die hierzu erforderliche Geschwindigkeit erteilen.

Um ein Fliegen auch bei Wirkung nur eines der beiden Motoren zu ermöglichen, ist zwischen den Wellen 6, 9 ein Geschwindigkeitswechselgetriebe 10, 11 vorgesehen, dessen Teil 11 (Zahn-

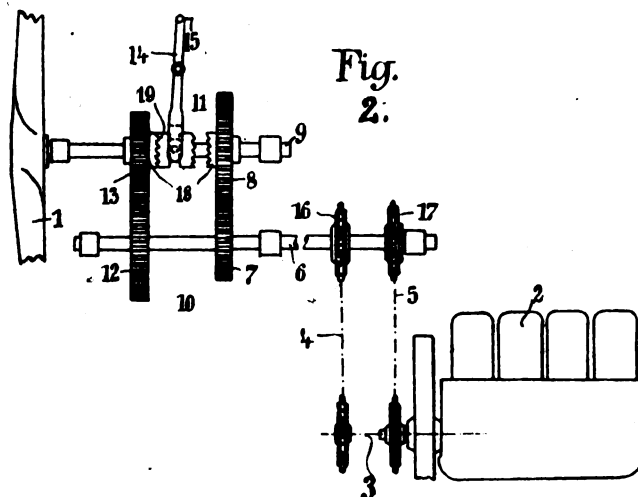


Fig. 2.

Zu Nr. 286 697.

räder 8, 13) auf der Welle 9 mittels eines Hebels 14 und Zuges 15 vom Führersitz aus verschiebbar ist, so daß durch Ausschalten des für gewöhnlich in Eingriff befindlichen Zahnradpaares 7, 8 und Einschalten des Zahnradpaares 12, 13 die Umdrehung der Propellerwelle verlangsamt wird.

Das Geschwindigkeitswechselgetriebe kann an einer beliebigen Stelle zwischen den Motoren und dem Propeller angeordnet sein.

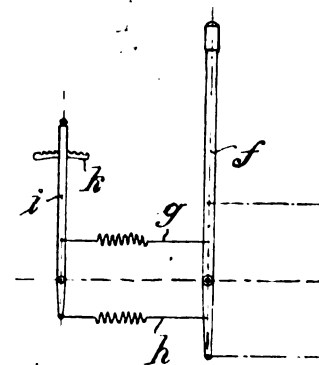
Durch Versuche wurde ermittelt, daß, wenn die Zugkraft des Propellers beim Arbeiten beider Motoren 275 kg beträgt, dieselbe beim Arbeiten nur eines Motors 176 kg beträgt, das ist also erheblich mehr als die Hälfte der Zugkraft des Propellers beim Arbeiten beider Motoren. Aus dem Vorhergesagten ergibt sich, daß, wenn beide Motoren einem Flugzeug eine Stundengeschwindigkeit von 100 km erteilen, diese Geschwindigkeit bei Wirkung nur eines Motors 76 km beträgt.

Beim Versagen des einen Motors werden dessen Zischhähne geöffnet, um nicht dessen Kompression überwinden zu müssen. Dabei können die Hähne beider Motoren derart miteinander verbunden sein, daß man vom Fliegersitz aus nur eine Bewegung nach der einen oder nach der anderen Richtung zu machen hat, um im Falle des Öffnens der Hähne des in Wirkung gebliebenen Motors diesen Fehler leicht abstellen zu können.

In Fig. 2 ist eine Ausführungsform dargestellt, bei der zwischen der Propellerwelle 9 und jedem der sie antreibenden Motoren eine Freilaufkupplung vorgesehen ist, die nur bei arbeitendem Motor wirksam ist; dadurch wird verhindert, daß die Kompression des unwirksam gewordenen Motors überwunden werden muß.

Versagt einer der Motoren oder wird derselbe abgestellt, dann kommt das betreffende Kettenrad 16 oder 17 zum Stillstand, während die Welle 6 durch Einwirkung des zweiten Motors weiter gedreht wird, wodurch die Kupplung des stehen gebliebenen Motors außer Wirkung kommt. Diese Freilaufkupplung kann an irgendeiner Stelle zwischen den Motoren und der von ihnen angetriebenen Welle angeordnet werden. Bei dem hier dargestellten Geschwindigkeitswechselgetriebe sind die Zahnräder 13, 8 des Vorgeleges unverschieblich, aber drehbar auf ihrer Welle 9 angeordnet und mit je einer Kupplungshälfte 18 versehen, mit denen abwechselnd eine verschiebbare, aber auf der Welle 9 nicht drehbare Kupplungsmuffe 19 zusammenwirkt.

277 228. Feststellvorrichtung für das Höhensteuer von Flugzeugen. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H. in Johannis-
thal b. Berlin. — Von den Fliegern wird es als ein Mißstand empfunden, daß sie gezwungen sind, während der gesamten Dauer der Fahrt das Höhensteuer mit der Hand festzuhalten und somit die Hände auch nicht vorübergehend frei bewegen zu können. Der am nächsten liegende Gedanke zur Behebung dieses Mißstandes ist der, das Höhensteuer selbst mit einer auslösbaren Feststellvorrichtung zu versehen, wie solche bei den Bedienungshebeln von Motorfahrzeugen gebräuchlich sind. Eine solche unmittelbar am Höhensteuerhebel sitzende Feststellvorrichtung würde jedoch den Miß-



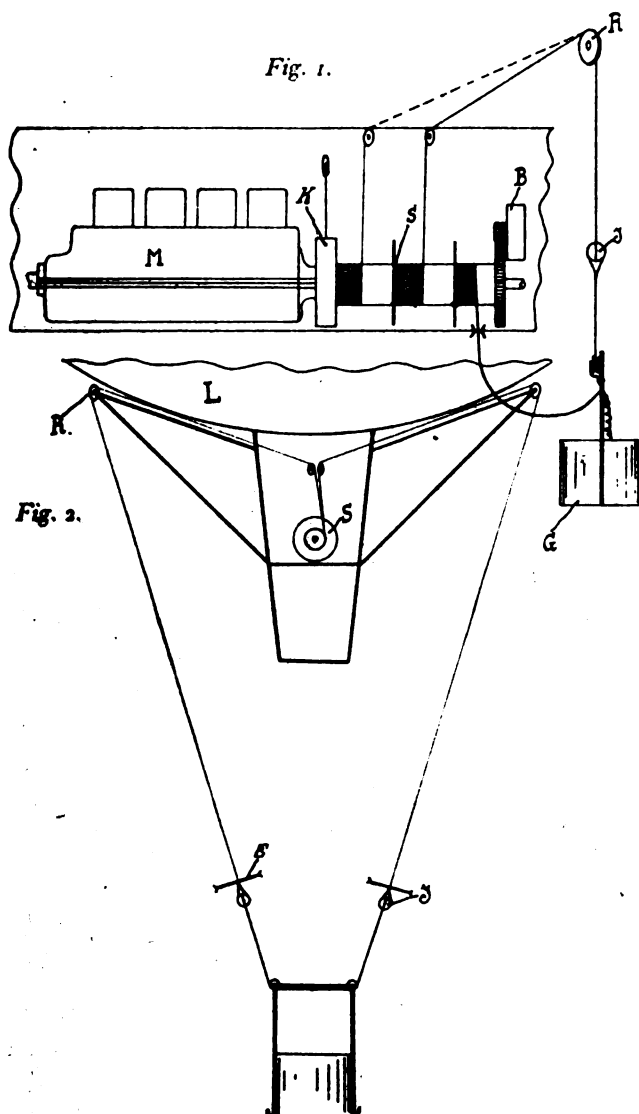
Zu Nr. 277 228.

stand mit sich bringen, daß im Falle einer plötzlich eintretenden Gefahr die Auslösung nicht rasch genug erfolgen könnte, um der Gefahr rechtzeitig zu begegnen. Daher ist der Bedienungshebel für das Höhensteuer unter Zwischenfügung von Federn mit einem feststellbaren Hilfshebel verbunden, derart, daß der losgelassene Höhensteuerhebel von den Federn in der eingestellten Lage mit ausreichender Kraft festgehalten wird, während im Falle eines plötzlich notwendigen Eingreifens des Flugzeugführers auch ohne vorherige Auslösung des Hilfshebels unter Überwindung der Kraft der erwähnten Federn der Bedienungshebel für das Höhensteuer nach Bedarf verstellt werden kann.

Mit dem zweiarbig ausgebildeten Bedienungshebel *f* für das Höhensteuer *a* ist durch Vermittlung federnder Übertragungsorgane *g*, *h* ein ebenfalls zweiarbiger Hilfshebel *i* verbunden, der mittels einer Sperrklinke gegenüber einem mit Rasten versehenen festen Bogen *k* festgestellt werden kann. Unter der Einwirkung der Federkraft suchen die Übertragungsorgane *g*, *h* ihre normale Länge zu bewahren. Infolgedessen werden die Hebel *i* und *f* gewöhnlich in paralleler Lage erhalten. Ist nun der Hilfshebel *i* festgestellt, so nimmt der Bedienungshebel *f*, falls er vom Flugzeugführer losgelassen wird, eine annähernd parallele Lage zum Hilfshebel *i* ein, da die Federkraft der Übertragungsorgane *g*, *h* so stark gewählt ist, daß die verhältnismäßig kleinen Kräfte, die das Höhensteuer aus seiner Lage zu bringen streben, nicht zu einer Verstellung

ausreichen. Der Flugzeugführer ist also durch nichts behindert, in Augenblicken, in denen er dies ohne Gefahr tun zu können glaubt, den Hebel *f* loszulassen, das Arme auszurufen oder seine Aufmerksamkeit einem anderen Teil des Flugzeuges zuzuwenden. Ist die augenblickliche Bedienung des Hebels *f* erforderlich, so ist er nicht gezwungen, den Hilfshebel *i* auszulösen, sondern er kann unter Überwindung der Federkraft der Übertragungsorgane *g*, *h* den Haupthebel *f* in die gewünschte Lage bringen und erst nachträglich die Auslösung des Hilfshebels *i* vornehmen. Durch die neue Einrichtung wird also dem Flugzeugführer eine Bequemlichkeit geboten, ohne daß diesem Gewinn ein Nachteil gegenübersteht.

307940. Hilfsgondel für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. in Friedrichshafen a. B. — Es ist schon vorgeschlagen worden, an einem Ballon unter der gewöhnlichen Gondel in größerem Abstände eine zweite Gondel zu befestigen, die es ermöglicht, daß das Luftschiff außer Schußbereich steigen kann, während die untere Gondel zu Rekognoszierungszwecken noch benutzbar bleibt. Weiterhin ist in einem Roman eine herauf- und herablaßbare Kabine beschrieben, die nach Art eines Fahrstuhls der Beförderung von Personen dient. Gemäß der Erfindung wird nun eine herauf- und herablaßbare Gondel *G* in solcher Ausführung angebracht, daß sie zum Beobachten und zum Abwerfen von Geschossen verwendet werden kann. Diese kleine Gondel oder Abblaßbehälter soll so weit hinabgelassen werden, wie es ohne Gefahr



Zu Nr. 307949.

unten anzustoßen, oder sich feindlichen Angriffen auszusetzen, möglich ist. Dieses Herablassen an Stahlseilen von 1000 bis 2000 m Länge erfordert zunächst Motorantrieb, damit die Gondel schnell wieder hochgewunden werden kann, im Falle es der Betrieb erfordert oder ein Gebirgszug und anderes ein schnelles Hochziehen bedingt. Das schnelle Ablassen wie auch das schnelle Hochziehen ist aber sehr gefährlich für die menschliche Gesundheit, indem hier doch immerhin bis zu 15 Sekundenmetern und mehr Geschwindigkeit anzuwenden ist. Da man vom Luftschiff aus den Abblaßbehälter *G* nicht weiter beobachten kann, sieht die vorliegende Erfindung einen automatischen Bremsregulator *B* vor, der sowohl aus einem

magnetischen Widerstand, Flüssigkeitswiderstand oder sonstigen mechanischen Einrichtungen bestehen kann, welche verhindern, daß die Seiltrommel *S*, auf welche das Stahlseil des Abblaßbehälters *G* gewickelt ist, eine zu hohe Tourenzahl annimmt.

Um die Beobachtungen nach dem Luftschiff zu berichten, ist eine Telephonanlage vorgesehen. Die Telephondrähte werden wegen elektrischer Erscheinungen, die das nicht isolierte Stahldrahtseil hervorruft, zweckdienlich nicht unmittelbar mit dem Tragseil vereinigt, sondern es ist notwendig, solche unabhängig hiervon als isolierte Leitungen hinabzuführen. Die Telephondrähte müssen auf der Seiltrommel, auf welcher sie mit der gleichen Geschwindigkeit wie die Tragseile aufgewickelt werden, in ringartige isolierte Kontakte enden, von welchen der Strom durch Bürsten o. dgl. abgenommen wird, damit auch während der Abwärtsfahrt gesprochen werden kann.

Um dem über Wolken schwebenden Luftschiff eine Orientierungseinrichtung geben zu können, ist es nötig, daß sich in dem Abblaßbehälter ein Kompaß befindet, mittels dessen die Beobachter dem Luftschifführer angeben können, ob er mehr westlich, nördlich usw. fahren müsse, da sowohl der Kompaß in der Abblaßgondel wie auch derjenige des Luftschiffes übereinstimmen, und so nur allein eine Richtungsangabe zwischen den beiden Gondeln möglich wird. Die große Seillänge, mit welcher Luftschiff und Abblaßbehälter verbunden ist, erzeugt ein Abfließen der Wolkenelektrizität zur Erdrichtung durch die Stahlseile. Um dieses Abfließen zu erleichtern, ist das oder die Seile etwas oberhalb des Abblaßbehälters mit einem Stachelring *E* o. dgl. versehen, damit die Elektrizität hier leicht abfließen kann. Unterhalb dieser Spitzeneinrichtung muß eine Isolierung *J* in das Tragseil eingeschaltet werden, damit sich diese Wolkenelektrizität nicht auf den Abblaßbehälter *G* überträgt und Verletzungen der Insassen oder solcher Personen herbeiführt, welche den Abblaßbehälter von der Erde aus berühren. Zwei oder mehr Tragseile sind vorgesehen, um das Runddrehen des Abblaßbehälters zu vermeiden, aber auch um einen Absturz hintanzuhalten, sofern eines der Seile durchschossen wird. Um eine möglichst breite Basis der Aufhängung zu erzielen, werden die Seile oben am Luftschiff über weit auseinanderhängende Rollen *R* geführt. Ebenso ist der Abblaßbehälter *G* oben mit Rollen versehen, die möglichst weit auseinander stehen, um die Seile auseinander zu halten und um ein Verwickeln und Verdrehen zu verhindern. Die Rollen selbst haben den Zweck, Ungleichheiten der beiden langen Seile auszugleichen, damit das Gewicht sich gleichmäßig auf beide Seile verteilt. Die Seile haben an den Rollen enge Durchlässe. Wird ein Seil durchschossen, so gleitet das Seil bis zu einer Verdickung (hier z. B. die Isolierkugel *J*) durch die Rollen. Die Verdickung verhindert das Durchlaufen und bleibt so der Abblaßbehälter noch an einem Seile hängen und stürzt nicht ab.

Die Zeichnung zeigt in Fig. 1 die Maschinengondel eines Luftschiffes, wobei *M* den Explosionsmotor, *S* die Tragseiltrommel darstellt. Die Telephondrahttrommel ist als dritte Trommel auf derselben Achse dargestellt. *B* ist der Bremsregulator, *K* ist die Kuppelung, um Motor und Seiltrommel zu kuppeln, *R* sind die Seiltrommeln, an welchen der Abblaßbehälter *G* hängt, *J* sind Isoliermaterialien, *E* stellt Metallringe in der Seitenansicht dar mit Spitzen. Fig. 2 stellt den unteren Teil eines Luftschiffes *L* dar, mit Gondel und Abblaßbehälter in der Querstellung.

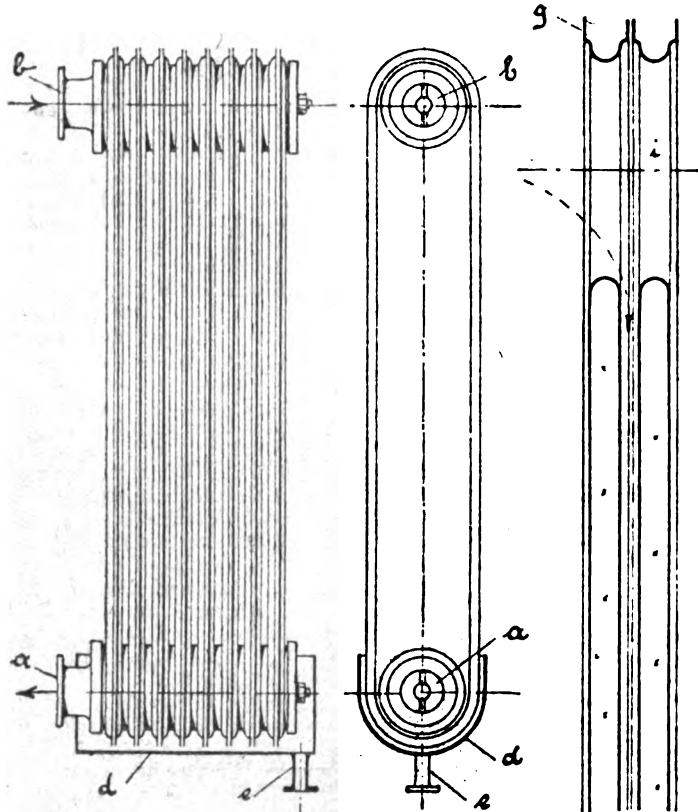
284875. Vorrichtung zur Gewinnung von Ballast für Luftschiffe. Dipl.-Ing. Hans Zimmermann in Charlottenburg.

Bei Luftschiffen tritt während der Fahrt durch den dauernden Brennstoffverbrauch (100 kg und mehr in einer Stunde) infolge des hiermit verbundenen Gewichtsverlustes ein erheblicher Mehrauftrieb ein, dem jetzt nur durch dynamischen Ausgleich vermittelst des Höhensteuers und in größeren Grenzen durch Ablassen von Wasserstoffgas entgegengewirkt werden kann. Erstere Maßnahme erfordert einen bedeutenden Kraftaufwand seitens des Motors infolge des erhöhten Stirnwiderstandes, was durch die Schräglage des Höhensteuers bzw. des Luftschiffes verursacht wird. Das Ablassen von Gas bedeutet immer ein Opfer, da die Erhaltung der Gasfüllung im Interesse des Aktionsradius von großer Bedeutung ist.

Das Bestreben, den Gleichgewichtszustand zwischen Gewicht und Auftrieb des Luftschiffes während der Fahrt zu erhalten und unabhängig zu machen von dem Verbrauch an Brennstoff, hat zu dem Gedanken geführt, aus den Auspuffgasen durch Kühlung das Verbrennungswasser abzuscheiden und das so gewonnene Kondensat als Ballastwasser zu sammeln. Dieser Gedanke erscheint sehr einfach, wirklich aber stehen der praktischen Ausführung von zu diesem Zwecke dienenden Vorrichtungen, die als »Ballastwassergewinner« bezeichnet werden, außerordentliche Schwierigkeiten gegenüber, wie sich aus folgenden Betrachtungen ergibt:

Zur Gewinnung einer dem Gewichtsverlust durch den verbrauchten Brennstoff entsprechenden Menge Ballastwasser ist eine Abkühlung der Auspuffgase von 700° C auf 30° C erforderlich. Da die Mitnahme besonderer Kühlmittel, z. B. solche chemischer Art, und die hierzu erforderlichen Einrichtungen eine bedeutende Mehrbelastung des Luftschiffes mit sich bringen würde, steht zur Erzielung dieser bedeutenden Abkühlung als Kühlmittel nur die Luft

zur Verfügung, die infolge ihrer geringen Wärmeaufnahmefähigkeit eine bedeutende Kühlfläche verlangt. Auf der anderen Seite ist es im Interesse des geringen Gewichtes und Stirnwindstandes geboten, leichte, feingliedrige Apparate zu verwenden, welche bei ausreichendem Querschnitt für die Auspuffgase so gestaltet sein müssen, daß ihre große Kühlfläche der durchstreichenden Luft einen möglichst geringen Widerstand entgegenstellt. Aus diesem Grunde scheiden Rohrschlangen, Rippenrohre und dergleichen



Zu Nr. 284 875.

Elemente, wie sie heute für Kühlzwecke allgemein gebräuchlich sind, von vornherein aus. Auch in der Auswahl der Metalle für die Kühlflächen ist man beschränkt, einmal wegen des spezifischen Gewichtes derselben und dann mit Rücksicht auf die Korrosierbarkeit der Metalle durch die Salpetersäure, welche in den Auspuffgasen enthalten ist. Schwierig ist ferner die Versteifung der Kühlelemente, die einerseits dem starken Auspuff- und Luftstrom ausgesetzt sind, auf der anderen Seite jedoch mit Rücksicht auf das Gewicht nur sehr dünne Wandstärken zulassen. Eine Versteifung durch Streben und Rippen muß nach Möglichkeit vermieden werden, da diese zu dem Stirnwindstand erheblich beitragen. Durch die Ablagerung von Verbrennungsrückständen, wie Öl und Ruß, innerhalb der Kühlelemente ergeben sich weitere Schwierigkeiten. Der Apparat muß entweder zu reinigen sein oder die Kühlelemente müssen sich so billig herstellen lassen, daß sie ohne erhebliche Kosten und Zeitaufwand gegen neue ausgetauscht werden können. Bei der Herstellung der Ballastwassergewinner sind die bei Oberflächenapparaten gebräuchlichen Methoden, wie Einwalzen, Löten, Schweißen u. dgl., zur Erzielung von festen und dichten Verbindungen wegen der dünnen Wandstärken nicht ohne weiteres anwendbar.

Der größtmögliche Wirkungsgrad bei kleinstem Stirnwindstand wird dadurch erzielt, daß der Abgasstrom durch Lamellenkörper in dünne breite Strähne zerlegt wird, die mit dem hindurchtretenden Luftstrom sich kreuzen.

Der Auspuff tritt durch den Stutzen b in den Apparat ein, strömt durch die schmalen Kammern der einzelnen Elemente, die ihn in dünne Streifen zerteilen, während die Luft die Außenfläche der Kühlelemente im Querstrom in wirksamster Weise bestreicht, und verläßt den Apparat durch den Stutzen a. Auf dem Wege durch die Elemente scheidet sich infolge der Abkühlung aus dem Auspuff Verbrennungswasser ab. Am unteren Ende der einzelnen Elemente sind Löcher angeordnet, durch die es in die Sammelrinne d und von da durch den Stutzen e nach einem Vorratsbehälter gelangt. Ein Element wird gebildet durch zwei längliche Blechstreifen, die an den Enden mit Durchgängen i versehen sind. Solche Blechstreifen werden in einem gewissen gegenseitigen Abstand mit zugekehrten Außenflächen miteinander vereinigt, derart, daß die Ränder der Durchgangsöffnungen g durch Falz, Schweißung oder in sonst bekannter Weise dicht miteinander verbunden werden. Die Verbindungsstellen der einzelnen Elemente bilden gemeinsame

Durchgangskanäle, die durch die Kühlelemente miteinander in Verbindung stehen. Die Kühlung geschieht durch den Luftstrom, welcher zwischen den einander zugekehrten Flächen der einzelnen Elemente hindurchstreicht.

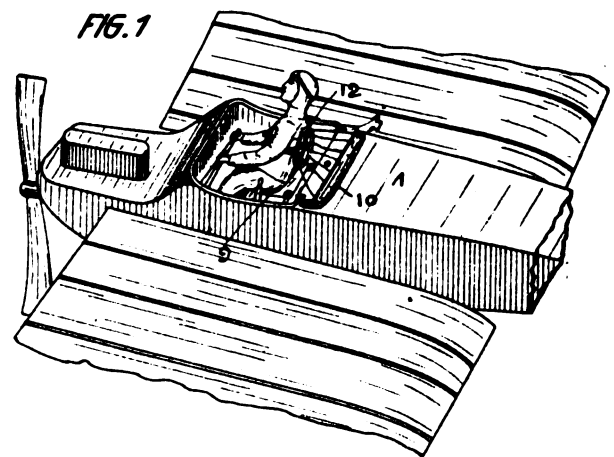
Die Flächen können wellenförmig gestaltet sein, um so eine größere Steifigkeit der Elemente zu erzielen.

Bei Apparaten, die in der beschriebenen Weise aus einzelnen Elementen zusammengesetzt sind, kann es leicht vorkommen, daß die Flanschränder zweier anstoßender Elemente sich nicht am ganzen Umfang berühren, so daß undichte Stellen entstehen, durch die der Auspuff entweicht. Dies kann verhindert werden durch Spiralfedern oder sonstige Mittel zur gegenseitigen Abstützung der Flanschränder eines Elementes, die zwischen die Flanschränder eines Elementes gelegt werden und die sich über den ganzen Umfang erstrecken. Ein weiteres Mittel, um zu verhüten, daß Auspuffgase durch etwa auftretende undichte Stellen entweichen, besteht darin, daß die Auspuffgase aus dem Apparat ausgesaugt werden. Hierdurch entsteht ein Unterdruck im Innern des Apparates, der außerdem zu einer guten Abdichtung beiträgt, indem der äußere Überdruck die anliegenden Flanschränder gegeneinanderpreßt.

Die Apparate können ohne Schwierigkeiten gereinigt werden, da nach dem Lösen der Zugstangen die vom Auspuff berührten Flächen leicht zugänglich sind. Dadurch, daß die einzelnen Elemente des Apparates in einfacher Weise gestanzt, gepreßt und untereinander verbunden werden können, gestaltet sich die Herstellung so billig, daß man unter Umständen auf die Reinigung des Apparates verzichten und die unbrauchbar gewordenen Elemente durch neue ersetzen kann. In diesem Falle ist es zweckmäßig, die Flanschränder der benachbarten Elemente fest zu verbinden, und dies kann durch Falz, Lötung oder Schweißung geschehen.

281206. Vorrichtung zum plötzlichen Öffnen eines Fallschirms. Richard Mikkeleitis und Willy Löwenberg in Berlin. — Der Flieger wird nun auch mit dem Fallschirm durch Bänder o. dgl. verbunden. Gerät er in die Gefahr, daß das Flugzeug aus irgendeinem Grunde abstürzt, so löst er eine Sperrvorrichtung, der bis dahin aufgetuchte oder sonstwie gesichert gelagerte Stoff des Schirms wird zum Teil durch besondere Einrichtungen gespreizt, so daß die Luft oder der beim Stürzen auftretende Zug den Schirm vollständig entfaltet und den Flieger aus dem Flugzeug herauszieht.

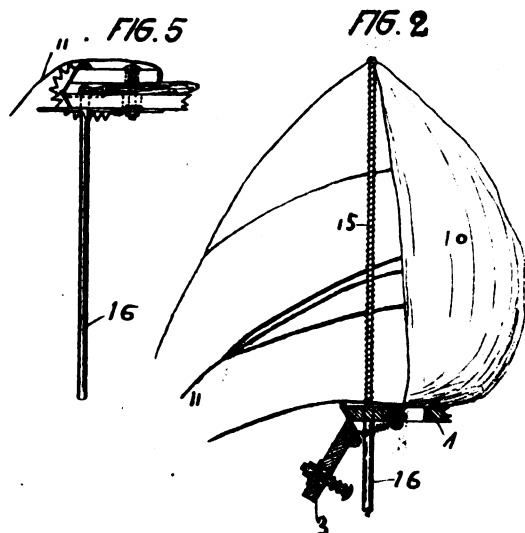
Hinter dem Flieger ist auf dem Flugzeugkörper 1 durch ein Gelenkband 2 eine Deckleiste 3 von größerer Abmessung angebracht, die durch einen Stift 4, in den ein Stift 5 eingreift, gehalten wird. Der Stift 4 steht unter Wirkung einer Feder 6; desgleichen ist an der Leiste 3 eine Feder 7 angebracht, die ihrerseits wieder mit dem Flugzeugdeckel 1 bei 8 befestigt wird. Wird nun der Stift 5 durch eine Schnur 9 o. dgl. aus der Bohrung des Bolzens 4 herausgezogen, so schnell die Leiste 3 durch Wirkung der Feder 7 hervor, wobei der Bolzen durch die Wirkung der Feder 6 zurückgezogen wird, so daß die Lage eingenommen wird, die in Fig. 7 dargestellt ist. Unterhalb der Leiste 3 wird der zusammengelegte Fallschirm 10 festgehalten. An dem Fallschirm sind Bänder 11 befestigt, die mit dem Fallschirm-



Zu Nr. 281 206.

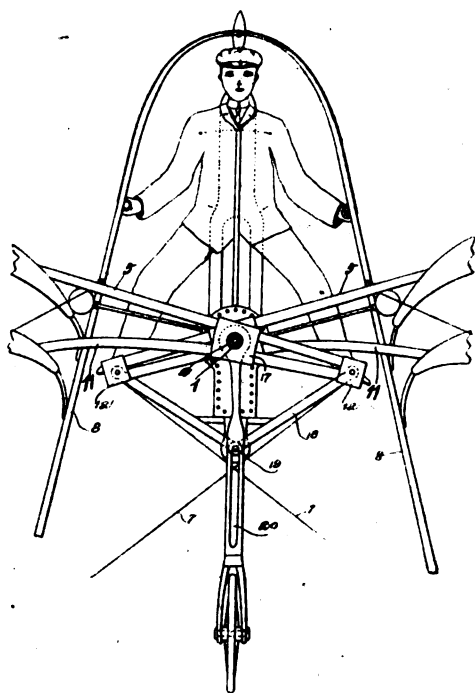
ring 12 verbunden sind. Dieser ist seinerseits wieder durch Gurte oder Bänder 13 mit einem Gürtel 14 verbunden, der dem Flieger umgeschlallt wird. An drei verschiedenen Punkten des Fallschirmes sind Stäbe 15 befestigt, die aus Stahlrohren oder einem sonstigen festen Stoff bestehen können. Die Stäbe sind in Röhren 16 geführt und stehen unter Wirkung der Federn 17, 18. Diese Stäbe 15 werden gleichfalls durch die Deckleiste 3 in den Röhren 16 gehalten. Wird nun durch die Schnur 9 im Augenblick der Gefahr der Stift 5 aus der Bohrung des Bolzens 4 herausgezogen, so klappt die Leiste 3 um, die Stangen 15 schnellen unter der Wirkung der Federn 17, 18 hervor, und der Schirm wird zum Teil gespreizt. Die gespreizte Fläche wird nun

infolge des Luftzuges vollkommen zur Entfaltung gebracht und der Flieger infolgedessen aus dem Flugzeug herausgerissen, so daß dieses ohne ihn abstürzt, während der Flieger mit dem Fallschirm langsam zur Erde gleitet. Die Stangen 15 sind nur an dem Fallschirm befestigt, so daß sie aus den Röhren mit dem oberen Teil der Federn herausgezogen werden.



Zu Nr. 281206.

273512. Flugzeug mit paarweise angeordneten, um die Flugzeuglängsachse bewegbaren Tragflächen. John Emery Harriman jr. in Boston, Mass., V. St. A. — Die paarweise angeordneten, um die Flugzeuglängsachse bewegbaren Tragflächen



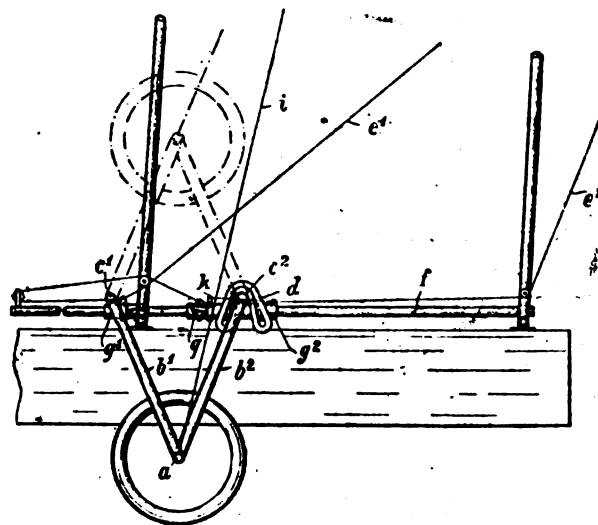
Zu Nr. 273512.

haben über die Drehachse verlängerte Holme. Der Flieger steht auf den Enden der aus beliebig vielen Tragflächen bestehenden Flügel und bewirkt, daß die Flügel einerseits und der Flieger (als Gewichtsbelastung) andererseits sich entgegengesetzt zueinander auf- und abwärts bewegen.

288487. Bewegliche Stabilisierungsfläche für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. in Friedrichshafen a. B. — Es ist eine bekannte Erscheinung, daß bei Verwendung eines Seitensteuers und einer am Luftschiffkörper starr befestigten Seitenstabilisierungsfläche der Steuerkreisdurchmesser auch bei rascher Fahrt des Fahrzeuges recht groß ist, gleichgültig, ob man das Steuer um einen kleinen oder größeren Winkel umlegt. Denn bei kleinem Steuerwinkel ist die Steuerkraft an und für sich gering. Bei großem Steuerwinkel dagegen wird durch den Widerstand des Steuers die Geschwindigkeit des Fahrzeuges so herabgesetzt, daß der Steuerkreisdurchmesser seinen hohen Betrag fast unverändert beibehält und die Steuerwirkung abnimmt, indem

nämlich die an der starren Stabilisierungsfläche entlangstreichende Luft auf das aus einer stark schräg gestellten Fläche bestehende Steuer zu unvermittelt auftrifft bzw. zu plötzlich aus der ursprünglichen Richtung abgelenkt wird. Die Steuerwirkung wird viel besser, d. h. der Steuerkreisdurchmesser unter sonst gleichen Umständen viel kleiner, wenn die Seitenstabilisierungsfläche in ihrem hinteren Teile wenigstens näherungsweise mit dem Umfang des Steuerkreises zusammenfällt, weil dann die Ablenkung der am Luftschiffkörper entlangstreichenden Luft allmählich erfolgt. Da je nach den vorgeschriebenen Bedingungen der Steuerkreisdurchmesser veränderlich sein muß, muß auch die Stabilisierungsfläche diesen Bedingungen angepaßt sein. Dieses Ziel wird durch eine bewegliche Stabilisierungsfläche für Luftschiffe erreicht, die mit dem zugehörigen Steuer zwangsläufig verbunden ist.

286876. Fahrgestell für Flugzeuge mit hochziehbaren Rädern. »Kondor« Flugzeugwerke G. m. b. H. in Essen, Ruhr. — Die bekannten Fahrgestelle für Flugzeuge mit hochziehbaren Rädern zeigen den Nachteil, daß infolge der Lagenänderung der Räder der Schwerpunkt nicht bloß in senkrechter, sondern auch in wagerechter Richtung verschoben wird, was eine den Flug störende Änderung der Gleichgewichtsverhältnisse des Flugzeuges zur Folge hat. Dieser Nachteil wird gemäß der Erfindung dadurch vermieden, daß die Radachse an Führungen angeschlossen ist, die die Bewegungsbahn des Rades so gestalten, daß trotz der Lagenänderung des Rades die Lage des Schwerpunktes des Flugzeuges innerhalb der wagerechten, also in der normalen Flugrichtung erhalten bleibt. Jede der beiden Achsen c^1 und c^2 ist an eine auf der Verbindungsstrebe / geführte Gleithülse g^1 , g^2 angeschlossen. Werden die Gleithülsen auseinandergeschoben, so



Zu Nr. 286876.

spreizen sich die Arme b^1 , b^2 des Gabelgestelles auseinander, und das Laufrad wird angehoben. Um das Rad auch über die Totpunktlage hinaus anheben zu können, ist noch ein weiteres Zugorgan i vorgesehen, das an der Laufradachse a angreift. Beim Niederholen des Laufrades werden die Gleithülsen durch ein Federgesperre selbsttätig verriegelt, sobald die Räder in die Tief- oder Fahrstellung gelangt sind. Diese Verriegelung muß natürlich beim Anheben der Laufräder gelöst werden. Zu dem Zwecke greift das Zugorgan e^1 oder e^2 an einem Hebel k an, mit dem ein Haken verbunden ist, der durch eine am Hebel angreifende Feder hinter eine Nase n gezogen wird. Bei der Bedienung der Zugorgane wird zunächst der Haken entgegen der Wirkung der Feder ausgelöst und darauf die Gleithülse g^2 verschoben.

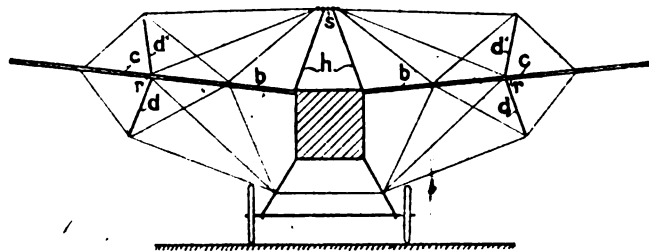
284990. Ballastwassergewinner. Zus. z. Pat. 284875. Dipl.-Ing. Hans Zimmermann in Charlottenburg. — Die Lamellen des Ballastwassergewinners werden ohne alle besonderen Hilfsmittel zusammengesetzt dadurch, daß das Lamellenblech über etwa die Hälfte seines Randes mit einem Falz versehen wird, in welchen der gerade Rand der benachbarten Lamelle eingreift.

270424. Vorrichtung zum Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung mit Hilfe zweier entgegengesetzt umlaufender Kreiselpendel. Louis Marmonier in Lyon.

Bei der Vorrichtung zum Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung mit Hilfe zweier entgegengesetzt umlaufender Kreiselpendel ist jeder Kreisel für sich in einem von zwei Rahmen gelagert. Diese schwingen mit zur Flugrichtung parallelen Achsen in einem dritten Rahmen, dessen Zapfen senkrecht zu den Schwingachsen der ersten Rahmen stehen, und von denen der eine zum Verstellen der Stabilisierungseinrichtung dient.

284375. Flugvorrichtung mit zwei übereinander angeordneten, etwa rechteckigen Tragflächen, deren größte Ausdehnung in der Längsrichtung der Flugvorrichtung liegt. Berthold Flick und Paul Reinig in Berlin-Mariendorf. — Die obere Tragfläche erhält durch am vorderen und hinteren Ende angebrachte, seitlich aufwärts gekrümmte Ansätze im Grundriß eine etwa I-förmige Gestalt.

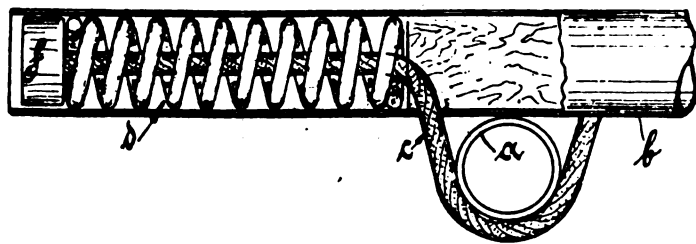
287074. Flugzeug mit umklappbaren Tragflächenenden. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H. in Lindenthal b. Leipzig. — Die zum Halten der Enden dienenden Spanndrähte sind über gleichfalls umklappbare Spreizen geführt, welche sich um dieselben Scharniere wie die Tragflächen bewegen, wobei mehrere dieser Spreizen zu Rahmen verbunden sein können, welche in der Flugrichtung verspannt werden. Dadurch ist neben der Umklappbarkeit der Flügelenden noch die Möglichkeit geboten, die Flügel leicht zu zerlegen und zu transportieren. Ferner unterliegen die



Zu Nr. 287074.

äußeren Spanndrähte einer günstigeren Beanspruchung insofern, als sie infolge der Unterstützung durch die Verspannungsböcke einen größeren Winkel mit den Tragflächen bilden. Die Tragflächen bestehen aus den beiden Flügelteilen b und c, welche im Punkte r durch Scharniere verbunden sind. An den gleichen Scharnieren sind die unteren Verspannungsböcke d und die oberen a² angelenkt. Über die in der Flugrichtung verspannten Spanndrähte laufen die an den Flügelenden befestigten Spanndrähte, welche mit den schwenkbaren Holmen h des Spannturms verbunden sind. Durch Lösen der Spannschraube s werden die Spanndrähte schnell gelöst, so daß die Flächen zusammengeklappt oder zerlegt werden können.

281628. Fahrgestell für Flugzeuge. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H. in Lindenthal b. Leipzig. — Die Laufachse b wird am Fahrgestellbügel a durch das Seil c gehalten. Jeder auftretende Stoß wird durch das Fahrgestell a auf das Seil c übertragen und von den Federn d aufgenommen. Das Seil c wird durch Rohre oder über Rollen geleitet und kann in dem Endstück f nachgestellt werden.



Zu Nr. 281628.

270811. Flugzeug mit drehbaren Tragflächen. Friedr. Robitzsch in Loschwitz.

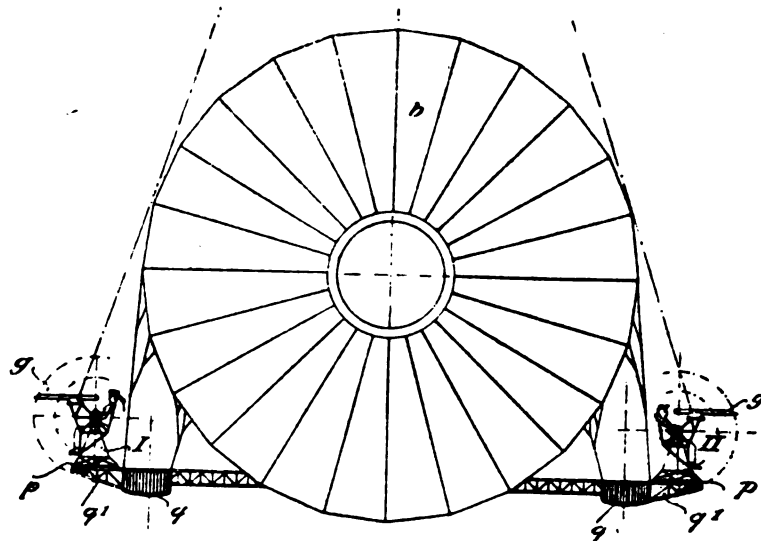
Die zu beiden Seiten der Mittelachse liegenden Tragflächen sind durch aus Stangen oder sonstigen Zug- und Schubmitteln bestehende Gelenkparallelogramme unter einem nach oben offenen Winkel miteinander zu einem Stück vereinigt. Bei Drehung desselben um die Mittelachse nähert sich die eine Tragfläche der senkrechten Mittelachse, während sich die andere von ihr entfernt, wobei die Tragflächen stets die gleiche Lage zu einer Horizontalen beibehalten.

305826. Anordnung von Geschützen und Maschinengewehren an Luftschiffen. Luftschiffbau Schütte-Lanz in Rheinau, Baden. — Bisher erfolgt bekanntlich die Unterbringung der Schnellfeuergeschütze oder Maschinengewehre bei Lenkballonen in der Weise, daß dieselben auf dem Ballonkörper selbst, und zwar oben auf dem Scheitel desselben aufgestellt werden. Diese Anordnung hat jedoch Nachteile; insbesondere ergeben sich schwere Bedenken daraus, daß unter Umständen durch die Feuergase und Verbrennungsrückstände beim Abfeuern Entzündungen der Ballonhülle sowie Explosionen des beim Auftrieb ausströmenden Gases im Bereiche der Möglichkeit liegen.

Die Erfindung betrifft nun eine neuartige Anordnung der Geschütze bei Lenkballonen, deren Wesen darin besteht, daß die

Geschütze g oder Maschinengewehre seitlich des Ballonkörpers b auf von diesen getrennten Plattformen I, I aufgestellt sind, die verhältnismäßig weit nach außen vorgebaut sind und gegebenenfalls mit den Gondeln q verbunden werden.

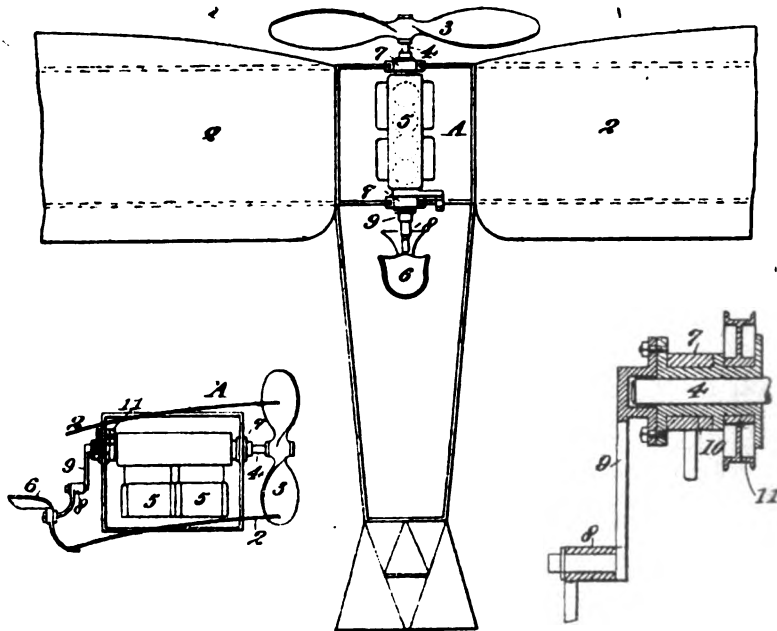
Die allgemeine Anordnung der die Geschütze g aufnehmenden Plattformen I, II ist bei vorliegendem Ausführungsbeispiel derart gewählt, daß dieselben mit den seitlich angeordneten Gondeln q starr verbunden sind. Zu diesem Zweck erhalten die Gondeln, die



Zu Nr. 305826.

ihrerseits durch Träger an dem Ballongerippe gehalten sind, entsprechende Ausleger q¹, auf denen die Grundplatten p der Plattformen montiert werden. Die Geschütze selbst sind auf den Plattformen derart gelagert, daß sie, um den gesamten halbkugeligen Aktionsbereich zu beherrschen, nach allen Seiten aufwärts und abwärts eingestellt werden können; insbesondere ist die Geschützlagerung eine solche, daß die Schußrichtungen der Geschütze von beiden Seiten sich in einer geringen Höhe über dem Scheitel des Ballonkörpers kreuzen, um diese gefährlichste Angriffszone zu schützen, also insbesondere über dem Ballon fliegende Luftfahrzeuge abzuwehren.

296709. Flugzeug mit pendelnd aufgehängtem Motor. Wallace Mc Kay Cooper in Paia, Maui, Hawaii. — Der Gegenstand der Erfindung ist ein Flugzeug, bei dem der Motor zum Ausgleich des durch den Propeller hervorgerufenen Drehmomentes um die eigene Welle pendeln kann. Es ist zwar schon bekannt, den Motor pendelnd aufzuhängen, jedoch nicht an seiner eigenen, in der Längsrichtung des Flugzeugs liegenden Achse.



Zu Nr. 296709.

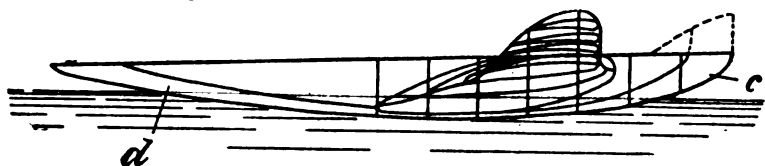
A ist das mit Tragflächen 2 versehene Gestell und 3 der Propeller, welcher auf der Welle 4 des Motors 5 befestigt ist. An der gleichen Welle 4 hängt der Fliegersitz 6 oder ein anderes Zusatzgewicht für den Motor. Die Lager 7 sind in der Längsachse des

Aeroplans angeordnet, um welche der Motor 5 und Sitz 6 pendeln. In dem von der Welle 4 herabhängenden Arm 9, welcher mit dem Motorgehäuse fest verbunden ist, ist noch ein Gelenk 8 vorgesehen. Das Motorgehäuse besitzt hohle Zapfen 10, die sich in den Lagern 7 drehen. In dem Zapfen 10 ist die Motorwelle 4 gelagert. Durch diese Anordnung wird ermöglicht, daß der Motor 5 und Sitz 6 in den Lagern 7 unabhängig von der Welle 4 und Propeller 3 schwingen, oder es können die Tragflächen sich um die Motorwelle als Achse drehen. Durch die Einstellung des Gewichtes des aufgehängten Motors (sowie Sitzes) je nach dem durch den Propeller hervorgerufenen Drehmoment werden folgende Vorteile erzielt:

Die Tragflächen können sich mit dem ganzen Gestell des Aeroplans um die Motorwelle drehen. Der hierdurch erzielte Vorteil besteht darin, daß die Tragflächen, sobald sie einmal aus der normalen Stellung heraustreten, durch Verwindung oder andere Mittel wieder aufgerichtet werden können, da die Kräfte, die hierbei angewandt werden, das Beharrungsvermögen der Maschine oder den Luftwiderstand des Propellers nicht zu überwinden haben.

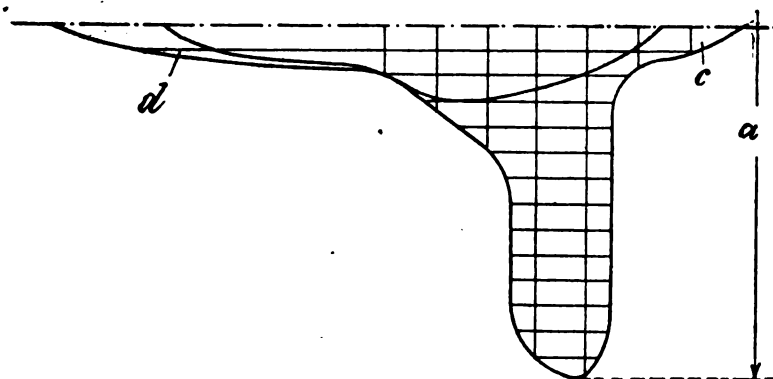
Um verhindern zu können, daß der Motor 5 und Sitz 6 sich in den Lagern 7 unter dem Drehmoment des Motors und Propellers oder infolge anderer Ursachen drehen, ist eine Bremsscheibe 11 vorgesehen, mittels deren der Motor mit dem Gestell gekuppelt werden kann.

287313. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente G.m.b.H. in Kiel. — Es ist bekannt, Flugzeuge mit Schwimmern, offenen oder gedeckten Bootskörpern u. dgl. zu versehen, um denselben den Abflug vom Wasser und ein Niedergehen auf das Wasser zu ermöglichen. Die bisherigen Konstruktionen haben die Schwimmkörperfrage aber insofern nicht gelöst, als die Schwimmer infolge ihrer verhältnismäßig großen Tiefenausdehnung und



Zu Nr. 287313.

geringen Breite im Fluge selbst nur geringe Nutzwirkung haben und somit im Tragflächensystem des Flugzeuges nur Fremdkörper darstellen im gleichen Sinne wie das Anlaufgestell desselben. Würde man aber zur Verbesserung der Tragflächenwirkung breite Schwimmer von geringer Tiefe verwenden, so entsteht bei der normalen Bauart der Nachteil, daß die Schwimmer einen zu großen Widerstand bieten, der beim Abwassern das Loslösen vom Wasser erschwert und beim Wassern durch seine Bremswirkung, zumal bei bewegter See durch Unterscheiden, leicht ein Kentern des Flugzeuges nach sich zieht. Der Schwimmkörper besitzt einen in Breite und Tiefe etwa den Abmessungen der bei Doppeldeckern üblichen kleineren unteren



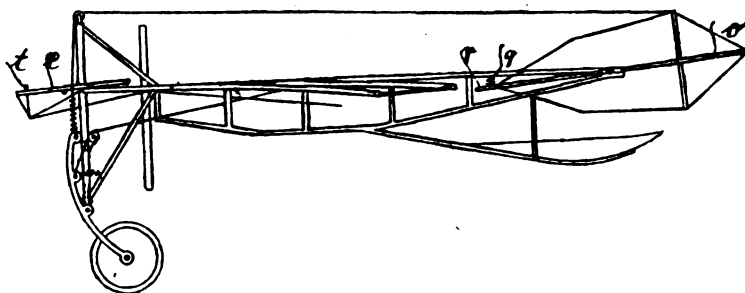
Zu Nr. 287313.

Tragfläche entsprechenden mittleren Schwimmkörperteil, der sich zur Erleichterung des Abwasserns und Wasserns nach vorn zu einer dem Vorderteil eines Bootes ähnlichen Bugkonstruktion verjüngt. Dabei kann sich an den mittleren Schwimmkörperteil nach rückwärts ein langgestreckter schmaler Stabilisierungskörper anschließen. Der Körper, der an seiner Oberseite entsprechend abgedeckt werden kann, bildet einen gekielten Tragkörper, der sich nach vorn zu einer Bugkonstruktion *c* verjüngt. Nach rückwärts schließt sich an die Tragfläche eine langgestreckte schmale Schwanzkonstruktion *d* an, welche die Längsstabilität sichert. Infolge des durch die breiten seitlichen Ausladungen geschaffenen Reservereplacements besitzt der Schwimmkörper auch eine sehr gute Schwimmstabilität. Die Bugkonstruktion kann in bekannter Weise noch mit einem leichten Aufbau zur Verhinderung des Unterscheidens versehen sein.

270810. Vorrichtung zur Stabilisierung von Luftfahrzeugen mittels paarweise angeordneter, dauernd hin und her bewegter Flächen. Friedrich Robitzsch in Loschwitz b. Dresden.

Die Zylinder des zur Bewegung eines Flächenpaares angeordneten Kolbenpaares haben an jedem Ende einen gemeinsamen Zuleitungskanal; zu diesem sind zwei Einlaßorgane, von denen je eines von je einem der Kolben gesteuert wird, derart hintereinander geschaltet, daß das Druckmittel nur dann durch den Kanal in die Zylinder eintreten kann, wenn beide Einlaßorgane geöffnet sind.

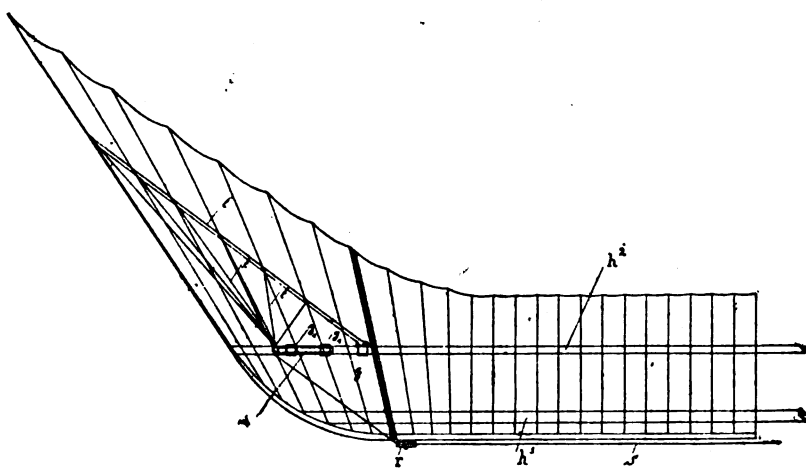
283990. Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer. Fedor v. Perbandt in Berlin-Friedenau. — Das Kopfsteuer *e* kann nur als Tiefensteuer und das Schwanzsteuer *o* nur als Höhensteuer benutzt werden. Das Schwanzsteuer ist dabei vorteilhaft in seiner Bewegung derart begrenzt, daß seine Höhensteuerwirkung nie ganz aufgehoben werden kann. Diese Ausbildung des Flugzeuges hat den Vorteil, daß es in Fällen der Gefahr selbsttätig in den Gleitflug übergeht. Weiterhin wird durch diese Ausbildung auch das Übersteuern des Flugzeuges und ein dadurch veranlaßtes Überschlagen erschwert.



Zu Nr. 283990.

Die Bewegung des Kopfsteuers *e* ist durch eine Anschlagleiste *t* derart begrenzt, daß in seiner höchsten Lage das Kopfsteuer noch um ein geringes nach unten gerichtet ist. Das Schwanzsteuer *o* bzw. sein vorderer Ansatz *r* schlägt im letzten Teil seiner Bewegung gegen eine Feder *q* an, so daß dieser Teil der Bewegung gegen die Wirkung der Feder ausgeführt wird. Der Anstellwinkel des Steuers wird somit bei freigegebenem Steuerhebel durch den Fahrtwind um so mehr verkleinert, je größer die Fahrtgeschwindigkeit ist. Die Begrenzung der Steuerbewegung erfolgt durch den Ansatz *r* des Steuers, sobald die Feder ganz zusammengedrückt ist.

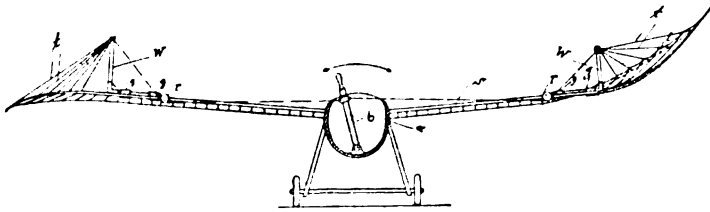
287062. Flugzeug, dessen Tragflächen in elastische, nach hinten gerichtete Enden auslaufen. Theodor Lawrenz in Berlin-Johannisthal. — An dem Boot oder Rumpf *a* des Flugzeuges sind die Tragflächen in der üblichen Weise mittels Holme *h*¹, *h*² befestigt. Die äußeren Enden der Tragflächen sind



Zu Nr. 287062.

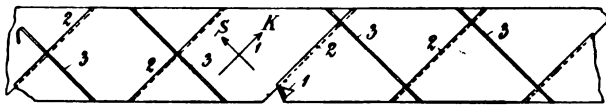
nach hinten in lange elastische Spitzen verlängert und werden durch eine über die elastischen Rippen jeder Spitze gelegte Leiste *l* versteift, die durch ein Scharnier *g* an dem hinteren Holm *h*² angelenkt ist. Infolge der Elastizität der Rippen und der Anordnung des Scharniers *g* können sich die Tragflächenverlängerungen unter der Wirkung auftretender Luftstöße einstellen. Die Bewegung der einen Spitze infolge eines Windstoßes wird nun in folgender Weise auf die andere Spitze übertragen: Eine Anzahl an der Leiste *l* befestigter Spanndrähte *t* werden an einem drehbaren Hebel *w* befestigt, der ebenfalls unmittelbar an einem der Holme — bei dem gewählten Ausführungsbeispiel an dem hinteren Holm *h*² — durch

Scharniere g^1 angelenkt ist. Die Hebel w beider Tragflächenenden sind durch ein Spannseil s miteinander verbunden, das über Rollen r geführt wird. Um zu ermöglichen, daß die Tragflächenspitzen auch vom Führer des Flugzeuges eingestellt werden, ist in das Verbindungsseil s ein Handhebel b eingeschaltet.



Zu Nr. 287062.

293686. Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen. Franz Clouth, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H. in Köln-Nippes. — Es sind Luftschiffhüllen bekannt, die aus mehreren aufeinanderliegenden Schichten bestehen, deren Bahnen so angeordnet sind, daß die Kettfäden zum Teil in der Längsrichtung der Bahnen und zum Teil schräg zu denselben verlaufen. Wenn die Bahnen mit schräg verlaufenden Kettfäden so angeordnet sind, daß die Kettfäden alle nach derselben Richtung schräg verlaufen, erfolgt eine Verdrehung der Ballonhülle. Um diesen Übelstand zu vermeiden, ist vorgeschlagen worden, die Bahnen mit schräg verlaufenden Kettfäden so anzuordnen, daß in ihnen abwechselnd die Kettfäden nach entgegengesetzten Seiten laufen, also in der einen Bahn nach rechts, in der anderen Bahn nach links. Bei dieser Anordnung werden sich aber einerseits die im Zickzack verlaufenden Nähte der Bahnen bei Füllung des Luftschiffes gerade zu richten suchen, andererseits ist die Herstellung der Hüllen insofern mit Schwierigkeiten verknüpft, als die Arbeiter die schräg geschnittenen Gewebestücke einmal nach rechts, einmal nach links schräg aneinander setzen müssen, was die Arbeit verlangsamt. Ferner muß die Stoffmenge genau für die beiden verschiedenen Bahnausführungen bestimmt sein und es müssen genau soviel rechts verlaufende Bahnen verwendet werden wie links verlaufende, was oft gar nicht möglich ist, da die Anzahl der Bahnen dann nicht dem Umfang der Hülle entspricht.



Zu Nr. 293686.

Diese Schwierigkeiten werden dadurch vermieden, daß in den aus schräg geschnittenen Gewebestücken zusammengeklebten Stoffbahnen die Kettfäden alle in derselben Richtung schräg verlaufen und kreuzweise zu den Klebnähten besondere Verstärkungstreifen aufgeklebt sind. Auf diese Weise wird eine Verdrehung der Hülle wirksam verhindert, ohne daß ihre Herstellung merklich erschwert würde.

Fig. 1 eine einzelne Stoffbahn mit zwei verschiedenen Verlegungen der Verstärkungstreifen.

Der diagonal geschnittene Stoff 1 ist an den Nähten 2 zusammengeklebt. Über die Nähte sind symmetrisch die Verstärkungstreifen 3 verlegt. Diese Verstärkungstreifen laufen im linken Teil der Figur nur je über eine Naht 2, während sie im rechten Teil der Figur je zwei aufeinanderfolgende Nähte schneiden.

Durch die Verlegung der Nähte 2 und der Verstärkungstreifen 3 wird sowohl eine Dehnung der Ballonhülle in der Pfeilrichtung S als auch in der Pfeilrichtung K unmöglich gemacht, so daß also eine Verdrehung nicht eintreten kann. Die Verstärkungstreifen können aus dem gleichen Stoff bestehen wie die Stoffbahnen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Von Ingenieur Ludwig Hammel, Frankfurt a. M., Akademisch-technischer Verlag J. Hammel, Frankfurt a. M. 4. Auflage 1919. 153 S. Gr.-Okt. (142 Abb.) Preis gebunden M. 5.

Das Buch stellt einen übersichtlichen Leitfaden für Schlosser, Monteure, Betriebstechniker dar, der besonderen Wert auf einfache Bearbeitung mit behelfsmäßigen Mitteln legt; er dürfte auch dem erfahrenen Schlosser für ungewohnte Arbeiten nützliche Winke geben und den Betriebsleiter von der Erfahrung seiner Meister unabhängig machen, sowie im Unterricht für mechanische Technologie zur Vervollständigung Verwendung finden. — Gs.

Industrielle Verwaltungstechnik. Von Ing. Albert Baum. Akademisch-technischer Verlag J. Hammel, Frankfurt a. Main. 2. Auflage 1919. 130 S. Gr.-Okt. ohne Abb. Preis geheftet M. 4,50.

Die Erhöhung der Leistungsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit industrieller Betriebe liegt nicht ausschließlich auf dem Gebiete der wissenschaftlichen Betriebsführung, d. h. der Verbesserung der Erzeugung. Sie wird vielmehr nur durch einwandfreie industrielle Verwaltungstechnik, die auch die nicht rein betrieblichen Zweige umfaßt, ermöglicht. Die Grundzüge dieser Organisation und ihre Anwendung für die verschiedensten Formen industrieller Unternehmungen werden vom Verfasser unter Vermeidung theoretischer Breite anschaulich entwickelt, wesentliche Fragen aber weitläufiger behandelt. — Gs.

Erzwungene Schwingungen bei veränderlicher Eigenfrequenz und ihre technische Bedeutung. Von Georg Duffing, Ingenieur. Braunschweig 1918, Friedr. Vieweg & Sohn. (Sammlung Vieweg, Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik, Heft 41/42.) 8°. VI und 134 Seiten. Mit 23 Abb. Preis geb. M. 7.

Theoretische Bearbeitungen technischer Fragen sind dem Ingenieur leicht zu mathematisch, dem Mathematiker zu ingenieurisch. Der Verfasser des Buches über Schwingungen hat zwischen beiden Klippen glücklich hindurchgesteuert. Zwar möchte man in Einzelheiten, von gelegentlichen kleinen Fehlern abgesehen, dies und jenes vereinfacht oder genauer erläutern wissen. Der Gesamteindruck aber ist der, daß es der Verfasser verstanden hat, ein schwieriges Gebiet in außerordentlich klarer Weise darzustellen und wesentlich zu bereichern.

Es handelt sich um die Abweichung der Schwingungen von Maschinen, Stromkreisen usw. von der harmonischen Form, bei der die Schwingungsdauer vom Ausschlag abhängig ist. Das trifft bekanntlich bereits beim gewöhnlichen Pendel nicht mehr zu, und die freie pseudoharmonische Schwingung des Pendels und deren mathematische Behandlung bilden den Ausgangspunkt für die Untersuchung der symmetrischen und unsymmetrischen Schwingungen. Dabei lassen sich die im ersten Abschnitt behandelten harmonischen Schwingungen überall als Grenzfall und als Führer für die Untersuchung der pseudoharmonischen verwenden; vor allem bei dem fruchtbaren Verfahren der schrittweisen Näherung, das ausführlich dargelegt und durch einen Kunstgriff zum Berechnen der Beiwerte verwendet wird, wie bei einer übersichtlichen Trennung des freien und erzwungenen Anteils der Schwingung.

Die Ergebnisse der allgemeinen erzwungenen Schwingung mit periodischer Erregung werden dann durch Versuche geprüft, die Abweichungen auf die Dämpfung zurückgeführt. Es zeigt sich, daß drei Schwingungen mit verschiedenen Ausschlagweiten möglich sind, von denen zwei imaginär werden können. Von diesen ist stets (was man ganz allgemein aus Energiebetrachtungen folgern könnte) die eine instabil. Auch die Grenzübergänge lassen sich, wie Berichter sich überzeugen konnte, im Versuch sehr schön wiedergeben.

Die betrachteten Vorgänge spielen in der Mechanik und vor allem in der Elektrotechnik eine große Rolle. In der Flugwissenschaft könnte man bei Stabilitätsrechnungen daran denken, zu endlichen Ausschlägen überzugehen und sich dann die gleichen Ergebnisse zu Nutze zu machen. Doch sind hier bereits in den Ansätzen Vernachlässigungen notwendig, die beim Übergang zu endlichen Ausschlägen nicht mehr gelten, sodaß das Rechnen mit verwickelteren Formeln für die Schwingungen fürs erste nicht berechtigt scheint. Jedenfalls geben die vorliegenden Forschungen auch dem Flugwissenschaftler wertvollen Anhalt über die Art der Änderungen, die gegenüber der vereinfachten Rechnung zu erwarten sind. E. Everling.

Druckfehlerberichtigung.

In Heft 9/10 befinden sich in dem Aufsatz »Maurer, Besatzungsfähige Modellflugzeuge« einige Fehler. Es muß heißen

auf Seite 114, rechte Spalte, Zeile 8 v. u.:

$$N_I = \frac{G}{N} \quad \text{statt:} \quad N_I = \frac{G}{F}$$

auf Seite 115, linke Spalte Mitte:

$$\left(\text{etwa nach } \left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} \right)^x \right) \quad \text{statt:} \quad \left(\text{etwa nach } \left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} \right)^x \right)$$

auf Seite 115, rechte Spalte, Zeile 7 v. o.:

$$\begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix}^3 \quad \text{statt:} \quad \begin{pmatrix} 1 \\ 4 \end{pmatrix}^3$$

dasselbst, Zeile 8 v. o.:

$$\begin{pmatrix} 1 \\ 4 \end{pmatrix}^2 \quad \text{statt:} \quad \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix}^3$$

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt

vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl

Professor an der Universität
Göttingen

und Dr.-Ing. F. Bendemann

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE

Referent für Flugzeugstatik beim
S.V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES

Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzoglich Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.

Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

30. August 1919.

Heft 15 und 16.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

An unsere Leser und Mitarbeiter. S. 165.

Das Sportflugzeug. Von Georg König. S. 166.

Prüfung der Gasdichtigkeit eines Ballons. Von K. Bassus. S. 167.

Flugbeanspruchung beim Abfangen. Von Ing. Leo Kirste, Wien. S. 168.

Der 300-PS-Selve-Flugmotor. Von Hugo H. Kromer, Ingenieur. S. 169.

Leistungsnachweis für Flugzeuge. Von Dipl.-Ing. L. Maurer, Leipzig. S. 175.

Gewerblicher Rechtsschutz. S. 179.

Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 180.

An unsere Leser und Mitarbeiter!

Durch Vereinbarung zwischen dem Verlage R. Oldenbourg und Herrn Ingenieur A. Vorreiter ist dieser aus seiner bisherigen Tätigkeit als Herausgeber und Schriftleiter der Zeitschrift ausgeschieden. Die Schriftleitung ist gemäß Vereinbarung mit dem Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit der Geschäftsstelle dieser Gesellschaft verbunden worden; verantwortlicher Schriftleiter ist von jetzt ab der Geschäftsführer der W. G. L., Hauptmann a. D. G. Krupp. Alle für die Schriftleitung bestimmten Sendungen sind in Zukunft an die »Redaktion der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.« zu richten.

Die wissenschaftliche Leitung der Zeitschrift wird wie bisher von den Professoren Dr. L. Prandtl und Dr.-Ing. F. Bendemann mit Unterstützung verschiedener Fachleute wahrgenommen.

An Stelle des durch die Kriegsverhältnisse veranlaßten monatlich einmaligen Erscheinens sollen jetztwieder monatlich zwei Hefte herauskommen.

Der Inhalt der Zeitschrift soll in verschiedener Hinsicht verbessert und erweitert werden: So wird unter der sehr dankenswerten Mitwirkung des »Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller« eine erweiterte »Patentschau« unter der Bezeichnung »Gewerblicher Rechtsschutz« gebracht werden, die rasch und vollständig über die einschlägigen Patent- und Gebrauchsmusteranmeldungen berichten wird.

Ferner wird versuchsweise ein besonderer Abschnitt »Luftfahrt-Rundschau« eingeführt, in welchem die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt von allen für die Luftfahrt-Technik und -Wissenschaft wichtigen Aufsätzen, vor allem den schwerer zugänglichen des Auslandes, mit möglichster Schnelligkeit und Vollständigkeit Berichte und je nach ihrer Wichtigkeit Inhaltsauszüge bringen wird. Wieweit diese Einrichtung durchgeführt werden kann, wird von dem Anklang und der Unterstützung abhängen, welche die »Luftfahrt-Rundschau« bei den Lesern und insbesondere bei der deutschen Flugzeug-Industrie findet.¹⁾

¹⁾ Die Arbeit wird von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt zunächst unentgeltlich geleistet. Das ist aber nur für kurze Zeit möglich. Es ist zu hoffen, daß die weitere Durchführung durch genügende industrielle Unterstützung ermöglicht wird.

Der Text wird vollkommener gestaltet werden, als es während des Krieges möglich war.

Wir hoffen, durch diese Maßnahmen die Zustimmung unserer Leser zu erringen und bitten, uns in der Werbung neuer Freunde der Zeitschrift zu unterstützen. Anregungen jeder Art aus dem Leserkreis werden wir immer dankbar entgegennehmen.

Der Verlag:
R. Oldenbourg.

Die Schriftleitung:
**Wissenschaftliche Ges. für Luftfahrt
Prandtl, Bendemann, Krupp.**

Das Sportflugzeug.

Von Georg König.

Die zukünftige Entwicklung der für Privatgebrauch bestimmten Flugzeuge wird sich vornehmlich nach den beiden Richtungen: Verkehr und Sport erstrecken. Während sich für den Verkehr schon einige Typen herauszubilden scheinen, tastet man in bezug auf die Sportflugzeuge noch im Dunkeln vor. Die einen glauben, man müßte schon einen rassigen, motorstarken Einsitzer, nach Art der Kampfeinsitzer, darbieten, die anderen wählen das entgegengesetzte Extrem und drängen nach möglicher Kleinheit aus wohlwogenden Gründen. Über die mögliche Kleinheit gehen die Ansichten noch sehr weit auseinander; um zu zeigen, was hierin schon im Jahre 1914 zur Ausführung reif gehalten wurde, sollen im nachstehenden die Daten eines kleinen Doppeldeckers mitgeteilt werden, der im Juli 1914 in den Werkstätten des Verfassers auf dem Flugplatz Teltow gebaut wurde, aber wegen des Kriegsanfanges nicht fertiggestellt werden konnte.

Als Motor war ein luftgekühlter, aus dem bekannten Indianmotorrad eingebaut, der bekanntlich neben sonst glänzenden Eigenschaften 11,4 PS bei 3000 Touren entwickelte. Die dadurch bedingte Kleinheit des Flugzeuges legte es nahe, es als

«Motorrad der Luft»

zu erklären oder auch unter dem zweifellos passenden Namen

«Mikroplan»

in den Verkehr zu bringen.

Die Gesichtspunkte, die zu dieser Konstruktion im Jahre 1914 führten, gelten auch heute noch und sind folgende:

a) Der Motor muß billig sein, was nur möglich ist, wenn ein luftgekühlter aus einem Motorrad genommen wird. Damals kostete ein solcher Motor ca. M. 450. Die Vorteile der Luftkühlung sind bekannt. Es wäre natürlich denkbar, daß für einige Motorteile eine Spezialfabrikation für Luftfahrzeuge möglich wäre, so sind die schweren Schwungmassen im Kurbelgehäuse zweifellos ungünstig. Das Gewicht des Indianmotors betrug 42 kg.

b) Die Maschine muß klein sein, um Bedienung und Unterbringung zu vereinfachen. Man denke nur an die Schwierigkeiten bei Notlandungen. Die gewählte Spannweite von 5,8 m dürfte also schon das Höchste sein.

c) Die Bruchkosten müssen gering sein, was wiederum nur mit kleiner billiger Maschine zu erreichen ist.

d) Ganz Stahl, um Wetterbeständigkeit zu erzielen, das Beispiel der Fahrräder sollte jenen zu denken geben, die für Holz schwärmen. Bei solcher Kleinheit macht sich die geringe Homogenität des Holzes sehr nachteilig bemerkbar, dem als einziger Vorteil gegenübersteht: bequemes Reparieren. Solange man nicht allzu weit von Flugplätzen sich entfernt, wird dieser Nachteil nicht allzusehr ins Gewicht fallen, denn solides Ausbessern ist höchstes Gebot.

e) Das Aussehen muß, trotz der Billigkeit, wie bei einem normalen Flugzeug sein und nicht den Eindruck einer Spielerei erwecken. Deshalb wurde der Doppeldecker gewählt, zumal die Unterbringung der Fläche und der übersichtliche statische Aufbau sehr dafür sprechen.

f) Radsteuerung für die Verwindungsklappen wie bei Militärmaschinen und ausgeglichenes Seitensteuer.

g) Zusammenlegbar.

h) Die Betriebsstoffe müssen erschwinglich sein; die Benzinkosten betragen für eine Stunde nur eine Mark (Friedenspreis).

i) die Ersatzteile müssen billig sein, z. B. Anlaufgrad von gewöhnlichen Fahrrädern, Friedenspreis M. 20.

Die Ausführung ist aus den Photos Fig. 1—2 zu ersehen, die Umrißdaten aus den Fig. 3—5. Die Konstruktion war also

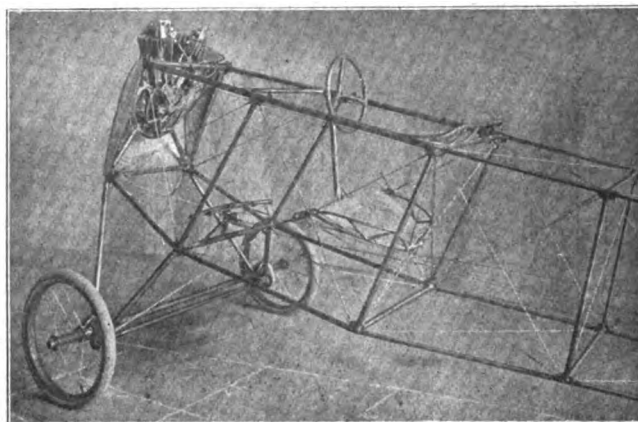


Fig. 1.

ganz aus Stahl, auch als Flächenholme waren Stahlrohre vorgesehen.

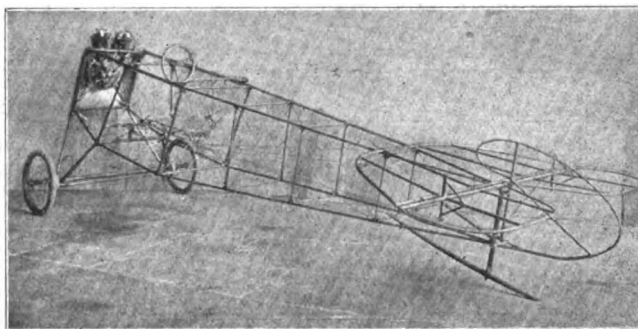


Fig. 2.

Die Konstruktion zeigte nach Fertigstellung folgende Gewichte:

Seitensteuer	0,75 kg
Höhensteuer und Flosse	3,60 »
Kufe	0,50 »
Schwanz	4,60 »
Sitz	1,00 »
Höhensteuerhebel	1,00 »
Seitensteuerhebel	0,70 »
Fußboden	1,00 »
Fahrgestell	8,50 »
Rumpfmittelteil	7,70 »
Motor	42,00 »
Propeller und Getriebe	4,00 »
Benzintank und Zubehör	3,00 »
Untere Tragflächen	9,30 »
Obere Tragflächen	10,70 »
Mittelstück (Baldachin)	1,70 »
Spannturm	2,00 »
Stiele nebst Spanndrähten	1,00 »
Steuerdrähte	0,30 »
Diverses	1,70 »
Leergewicht	105,00 kg
Betriebsstoffe (für ca. 2 Std.)	5,00 »
Führer	70,00 »
Gesamtgewicht	180,00 kg.

Dieses Gesamtgewicht von 180 kg wurde auf eine Tragfläche von 12 m² verteilt, so daß die Flächenbelastung 15 kg betrug. Bedenkt man, daß die meisten Kriegsflugzeuge ca. 40 kg auf den m² hatten, so folgt daraus, daß die Start- und Landegeschwindigkeit des Mikroplanes nur 60% dieser Flugzeuge betragen würde, also ca. 50 km pro Stunde.

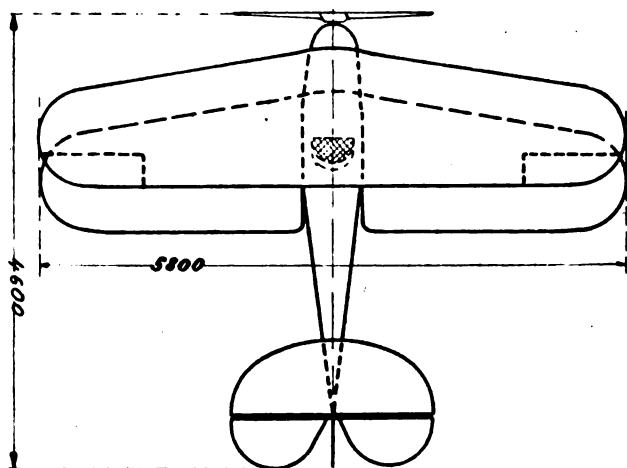


Fig. 3.

Die Tragfläche hatte in Flugzeugmitte 1,35 m Flächentiefe, die auf 0,9 m nach außen sich verjüngte. Der Flächenabstand war 1,25 m, die Staffellung 0,45 m.

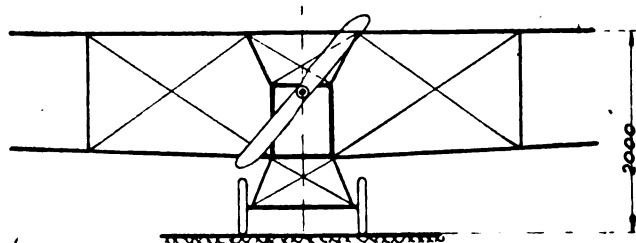


Fig. 4.

Der Propeller war wie 1:4 untersetzt, machte also bei Vollgas 750 Touren; bei einem Durchmesser von 2,0 m war sein Wirkungsgrad zu veranschlagen

bei 60 km zu 78%,
bei 72 km zu 80,5%.

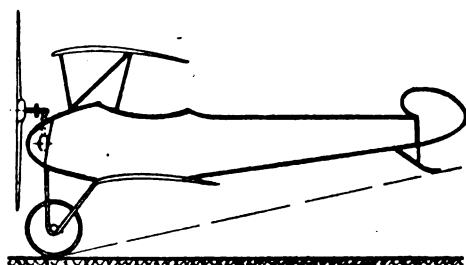


Fig. 5.

Um die Flugleistungen beurteilen zu können, muß man sich ein Zugkraftdiagramm konstruieren, was in Fig. 6 geschehen ist. Der Zugkraftbedarf ist aus einer Gleitflugmessung eines Kriegsflugzeuges abgeleitet und hat als Grundgeschwindigkeit 65 km mit einem minimalen Zugkraftbedarf von 23 kg ergeben ($\epsilon_0 = \frac{23}{180} = 0,127$). Die Propellerkurve ist mit den schon angegebenen Wirkungsgraden, die auch Erfahrungswerten entstammen, unter der Annahme, daß der Motor bei 60 km nur 10,3 PS und bei 72 km nur 10,6 PS leistet und die Kettenübertragung 5% verbraucht, errechnet worden und ergibt bei 60 km 34,5 kg und bei 72 km 30,5 kg Zugkraft. Der

Schnittpunkt beider Kurven verheißt dem Flugzeug
82 km Horizontaltempo
in Erdnähe.

Als beste Geschwindigkeit zum Steigen ist 65 km = 18 ms zu erkennen, die verfügbare Motorleistung beträgt ca. 10,5 PS, so daß die Leistungsbelastung 17,1 kg pro PS betragen würde.

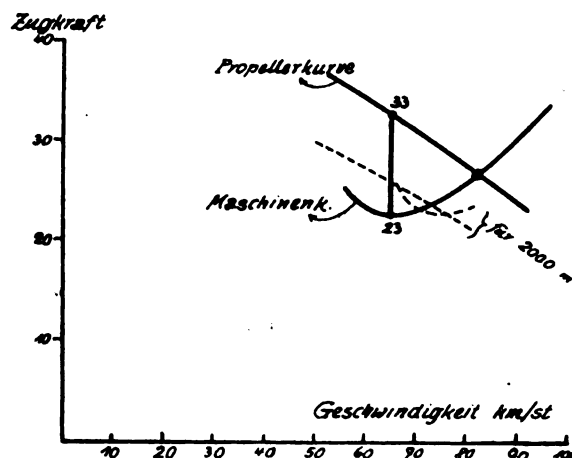


Fig. 6.

Da sie über die Flugfähigkeit nichts aussagt, bilde man die Bilanz der Kräfte und der Vertikalgeschwindigkeiten; der Propeller gibt bei 18 ms ab 33 kg, das Flugzeug verbraucht 23 kg. Das indizierte Steigvermögen beträgt also $\frac{75}{17,1} = 4,39$ m pro Sek. Das effektive Steigvermögen infolge des Wirkungsgrades

$$4,39 \cdot 0,753 = \frac{33 \cdot 18}{180} = 3,3 \text{ m pro Sek.},$$

d. h. das Flugzeug würde mit dieser Geschwindigkeit vertikal steigen, wenn es keinen Eigenverbrauch hätte, dieser beträgt $\frac{18 \cdot 23}{180} = 2,3$ m pro Sek., man kann ihn bekanntlich Gleitvermögen oder auch Gleitverlust nennen, damit ergibt sich als überschüssiges Steigvermögen die Differenz

$$3,3 - 2,3 = 1,0 \text{ m pro Sek.}$$

Mit dieser Vertikalgeschwindigkeit würde das Flugzeug die Erde verlassen und beispielsweise 150 m Flughöhe in 2 1/2 min erreichen.

Die punktierten Linien geben die beiden Kurven für 2000 m Höhe an und lehren, daß das Flugzeug gerade noch diese Höhe vielleicht in einer Stunde erreichen wird.

Betrachtet man aber die Propellerkurve für 2000 m für sich, so sagt sie aus, daß das Flugzeug eben noch fliegen würde, wenn der Motor statt 10,5 PS nur 8,3 PS leisten würde, allerdings wäre es dann mit Steigen vorbei.

Vor dem Kriege waren die Herstellungskosten dieses kleinen Sporttyps so gering, daß er für 2700 bis 3000 M. verkauft werden konnte.

Prüfung der Gasdichtigkeit eines Ballones.

Von K. Bassus.

Ein Streitfall gibt mir die Veranlassung zur folgenden kurzen Mitteilung. Dieselbe behandelt nichts wissenschaftlich Neues, sondern lediglich die Anwendung von Bekanntem auf einen Sonderfall.

Zur Prüfung der Gasdichtigkeit eines Ballones (einer Luftschiffzelle) verfährt man zweckmäßig wie folgt:

Man bereitet den Ballon so vor, daß er aus einem Gasometer durch eine Gasuhr gefüllt und daraufhin an ein Dynamometer oder eine andere Wägevorrückung angehängt werden kann. Bei einer Füllung aus Gasflaschen empfiehlt sich zur Ausgleichung der Druck- und Temperaturschwankungen die Einschaltung einer entsprechend großen, leicht beschwerten

Anme vor der Gasuhr. Gleichzeitig bringt man im Inneren des Ballones in etwa halber Höhe¹⁾ ein Füllungsthermometer mit Fernübertragung an. Sodann stellt man das Gesamtgewicht des füllbereiten Ballones fest, $= F$ (kg).

Jetzt füllt man den Ballon mit V cbm Gas und mißt während der Füllung unmittelbar vor der Gasuhr die Temperatur und den Überdruck des einströmenden Gases, $= T_{\text{Gasuhr}}$ (abs. Temp.) und b_{Gasuhr} (mm Wasser, umzurechnen in mm Hg). Man darf den Ballon nur so weit füllen, daß während der anschließenden Beobachtungszeit aus ihm sicher kein Gas abbläst, bzw. abgelassen werden muß (etwa zu $\frac{3}{4}$). Dann bindet man ihn in bekannter Weise so ab, daß das Füllgas sich ausdehnen, aber keine Luft in den Ballon eindringen kann.

Nach Beendigung der Füllung und Eintreten einer konstanten Füllungstemperatur hängt man den Ballon an das Dynamometer und bestimmt seine Steigkraft $= S_1$ (kg), unter gleichzeitiger Feststellung von $b_{\text{Luft } 1}$ (mm Hg) und $T_{\text{Luft } 1}$ (abs. Temp.) in dem Raum, in welchem der gefüllte Ballon steht, sowie von $T_{\text{Füllung } 1}$ (abs. Temp.), und errechnet:

Das im Ballon enthaltene Gasvolumen, $V_{\text{Füllung } 1}$

$$= V_{\text{Gasuhr}} \cdot \frac{T_{\text{Füllung } 1}}{T_{\text{Gasuhr}}} \cdot \frac{b_{\text{Gasuhr}}}{b_{\text{Luft } 1}} \text{ cbm}^2,$$

das Gewicht des von diesem Volumen verdrängten Luftgewichts, $G_{\text{Luft } 1}$

$$= V_{\text{Füllung } 1} \cdot 0,464 \cdot \frac{b_{\text{Luft } 1}}{T_{\text{Luft } 1}} \text{ kg}^3$$

und das Gewicht des im Ballon enthaltenen Gasvolumens, $G_{\text{Füllung}}$

$$= G_{\text{Luft } 1} - F - S_1 \text{ kg}^4.$$

Nach etwa 24 Stunden mißt man am Dynamometer die Steigkraft, die der Ballon jetzt hat, $= S_2$, und berechnet gleichzeitig, welche Steigkraft der Ballon jetzt haben müßte, wenn er vollständig dicht wäre, $= S'_2$, wie folgt:

$$\text{nunmehriges } V_{\text{Füllung } 2} = V_{\text{Füllung } 1} \cdot \frac{T_{\text{Füllung } 2}}{T_{\text{Füllung } 1}} \cdot \frac{b_{\text{Luft } 1}}{b_{\text{Luft } 2}},$$

$$\text{nunmehriges } G_{\text{Luft } 2} = V_{\text{Füllung } 2} \cdot 0,464 \cdot \frac{b_{\text{Luft } 2}}{T_{\text{Luft } 2}}$$

und hieraus $S'_2 = G_{\text{Luft } 2} - G_{\text{Füllung}} - F$.

Während der Beobachtungszeit darf sich der Feuchtigkeitsgrad der Hülle nicht wesentlich ändern, da sich sonst damit das F in einem rechnerisch nicht zu bestimmenden Umfang verändert (Mitbeobachtung eines Hygrometers oder dergl. wegen des Taupunkts für die Hülle); in Zweifelsfällen entleert man am besten den Ballon unmittelbar nach Beendigung der Beobachtung und bestimmt nochmals sein F .

Nach dem gegenwärtigen Stand der Hüllenherstellung kann ein Ballon im allgemeinen als dicht bezeichnet werden, wenn nach 24 Stunden seine S_2 bei Wasserstofffüllung noch $= 97\%$ und bei Leuchtgasfüllung noch $= 99\%$ von S'_2 ist.

Es gibt natürlich noch andere Methoden zur Feststellung der Gasdichtigkeit. Die hier ausgeführte hat jedoch den Vorzug, daß sie keine Bestimmung des spezifischen Gewichts der Füllung benötigt, die bekanntlich mit Schwierigkeiten verknüpft ist.

München, Juni 1919.

Flugbeanspruchung beim Abfangen.

Erwiderung auf die Kritik in Heft 5/6 dieser Zeitschrift.

Von Ing. Leo Kirste, Wien.

Auf die Besprechung meines Aufsatzes über die Sturzflugberechnung durch Herrn Dipl.-Ing. A. van Gries erlaube ich mir, folgendes zu entgegnen:

Die Berechnung der Fliehkraftwirkung unter Annahme eines willkürlichen (geschätzten) Krümmungshalbmessers ist

¹⁾ Zeitschr. f. Flugtechn. und Motorluftsch. 1912, Heft 5, S. 68 ff.

²⁾ Bassus, Die physikalischen Grundlagen der Höhennavigation, S. 88.

³⁾ Ebenda, S. 108.

⁴⁾ Ebenda, S. 114.

bereits im Jahre 1912 von Prof. Reißner auf einer Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mitgeteilt und auch von Huppert in seinem „Leitfaden der Flugtechnik“ verwertet worden. Die besprochene Rechnungsmethode soll gerade diese willkürliche Schätzung vermeiden. Welche Widerstandswerte eingeführt werden, hat auf die Gestaltung der Formeln keinerlei Einfluß; es ist logisch, die aus Anblaseversuchen ermittelten Werte einzusetzen. Die Rückrechnung von c_w aus der Horizontalgeschwindigkeit ist nicht richtig, da die Anstellwinkel im Horizontalflug und im Sturzflug nicht gleich sind. Hingegen folge ich gerne der Anregung des genannten Herrn und gebe hiermit eine etwas anders geführte Berechnungsweise, die der Höhensteuerwirkung besser gerecht wird.

Es sind zwei Arten von Höhensteuer zu unterscheiden: Freistehende und an eine Dämpfungsfläche anschließende (Fig. 1). In letzterem Falle entsteht eine Art gewölbter,

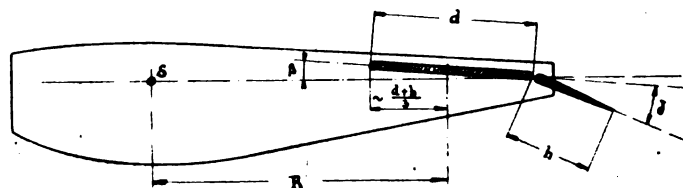


Fig. 1.

rückwärts stärker gekrümmter Fläche, deren Auftriebsziffer ungefähr durch

$$c_a = 3w + 0,045\alpha \quad (1)$$

ausgedrückt werden kann, wobei w die Wölbung (Verhältnis der Pfeilhöhe zur Sehnenlänge) bedeutet. Die Wölbung ist

$$w \sim \frac{h \cdot \sin \delta \cdot d}{h + d} \cdot \frac{1}{h + d} \sim \frac{d \cdot h \cdot \delta^0}{57(h + d)^2} \quad (2)$$

der Anstellwinkel

$$\alpha = \beta + \frac{h}{h + d} \cdot \delta \quad (3)$$

daher

$$c_a = \frac{3}{57} \cdot \frac{d h \delta}{(h + d)^2} + 0,045 \left(\beta + \frac{h \delta}{h + d} \right) \sim 0,045 \left(\beta + \delta \cdot \frac{h + 0,2d}{h + 0,85d} \right) = 0,045 \cdot \frac{180}{\pi} \cdot \epsilon \quad (4)$$

für die gebräuchlichen Werte $2h < d < 4h$.

Das auf das Flugzeug wirkende Drehmoment ist daher im ersten Moment

$$M = (D + H) \cdot \frac{v^2}{16} \cdot 0,045 \cdot \frac{180}{\pi} \cdot \epsilon \cdot R$$

mit $D + H$ = Dämpfungsfläche + Höhensteuerfläche.

Infolge des Steuerdruckes beginnt sich das Flugzeug zu

drehen mit einer Winkelbeschleunigung $\frac{d^2 \psi}{dt^2}$. Dadurch wird

der wirksame Anstellwinkel des Steuers erstens um den Betrag der Drehung, den Winkel ψ , und zweitens um den Ablenkungswinkel der Relativgeschwindigkeit gegenüber der Luft,

$\frac{R}{v} \cdot \frac{d\psi}{dt}$, verkleinert. Durch die Drehung des Flugzeuges um

seine eigene Achse erhält auch die Tragfläche einen wirksamen Anstellwinkel $\psi = \alpha + \psi^0$ und liefert daher einen in diesem Falle horizontal gerichteten Auftrieb

$$A = F \cdot \frac{v^2}{16} \cdot 0,08 \cdot \frac{180}{\pi} \cdot \psi = 0,286 F \cdot v^2 \cdot \psi,$$

demzufolge das Flugzeug in eine Kurve mit dem Krümmungsradius

$$\rho = \frac{G \cdot v^2}{g \cdot 0,286 \cdot F \cdot v^2 \cdot \psi} = \frac{G}{2,86 \cdot F \cdot \psi} \quad (5)$$

übergeht. Der Bewegung in der Bahnkurve entspricht einer Winkelgeschwindigkeit um den Krümmungsmittelpunkt

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{v}{\rho} \quad (6)$$

Infolge der Abweichung der Bahn von der Vertikalen um den Winkel ändert sich auch die Anblaserichtung in bezug auf das Flugzeug um denselben Betrag: Der Anstellwinkel der Tragfläche wird verkleinert, der des Höhensteuers vergrößert. Die früher entwickelten Gleichungen werden daher

$$M = (D + H) \frac{v^2}{16} \cdot 0,045 \cdot \frac{180}{\pi} \left(\varepsilon - \psi + \varphi - \frac{R}{v} \cdot \frac{d\psi}{dt} \right) \cdot R \quad (7)$$

$$A = 0,286 \cdot F \cdot v^2 (\psi - \varphi) \quad (8)$$

$$\varrho = \frac{G}{2,86 \cdot F (\psi - \varphi)} \quad (9)$$

Dreht sich das Flugzeug um seine Schwerpunktsachse, so wirken der Bewegung die dämpfenden Momente aller zur Flugrichtung parallelen Flächen, die der Stirnflächen und das Moment der Trägheit entgegen. Die Wirkung dieser Momente brauchen wir jedoch nicht zu verfolgen, da praktisch sehr bald ein Beharrungszustand dadurch eintritt, daß das Drehmoment Gl. (7) verschwindet, also

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{v}{R} (\varepsilon - \psi - \varphi) \quad (10)$$

Aus Gl. (6) und (9) folgt

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{2,86 \cdot F \cdot v (\psi - \varphi)}{G} \quad (11)$$

$$\frac{d\psi}{dt} - \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d}{dt} (\psi - \varphi) = \frac{v\varepsilon}{R} - (\psi - \varphi) \left(\frac{v}{R} + \frac{2,86 \cdot F \cdot v}{G} \right)$$

$$t = - \frac{1}{\frac{v}{R} + \frac{2,86 \cdot F \cdot v}{G}} \ln \left\{ \frac{v\varepsilon}{R} - (\psi - \varphi) \left(\frac{v}{R} + \frac{2,86 \cdot F \cdot v}{G} \right) \right\}$$

Für $t = 0$ ist $\psi - \varphi = 0$, daher

$$\psi - \varphi = \frac{1}{\frac{v}{R} + \frac{2,86 \cdot F \cdot v}{G}} \cdot \frac{v\varepsilon}{R} \left\{ 1 - e^{-\left(\frac{v}{R} + \frac{2,86 \cdot F \cdot v}{G} \right) t} \right\},$$

was sich rasch dem Werte

$$\psi - \varphi = \frac{\varepsilon G}{G + 2,86 \cdot F \cdot R} \quad (12)$$

nähert. Dies in Gl. (8) und (9) eingesetzt, gibt

$$\varrho_{\min} = \frac{G + 2,86 \cdot F \cdot R}{2,86 \cdot F \cdot \varepsilon} \quad (13)$$

und

$$A_{\max} = \frac{0,286 \cdot F \cdot v^2 \cdot G \cdot \varepsilon}{G + 2,86 \cdot F \cdot R} \quad (14)$$

Nehmen wir bei dem zitierten Beispiel des G-Flugzeuges ($G = 4000$ kg, $v_x = 96$ m/s) noch $F = 100$ m², $\varepsilon = 0,1$ und $R = 5$ m an, so wird die Höchstbeanspruchung

$$A_{\max} = \frac{0,286 \cdot 100 \cdot 96^2 \cdot 4000 \cdot 0,1}{4000 + 2,86 \cdot 100 \cdot 5} = 19,400 \text{ kg},$$

$$N = \frac{19,400}{4000} = 4,85, \quad \varrho_{\min} = 190 \text{ m}.$$

Der 300-PS-Selve-Flugmotor.

Von Hugo H. Kromer, Ingenieur.

Um die Leistungen der Flugzeuge unaufhörlich und gewaltsam in die Höhe zu treiben, hat man sich während der Kriegezeit zur Hauptsache auf die fortwährende Steigerung der Antriebskraft beschränkt. Zwar ist auch eine konstruktive Verfeinerung des Flugzeuges nebenhergegangen, doch wäre diese unfraglich bei einer friedensmäßigen Entwicklung viel auffälliger in die Erscheinung getreten. Es unterliegt keinem Zweifel, daß bei der nunmehr einsetzenden Fortentwicklung des Flugzeuges auf konstruktivem Gebiet vieles nachgeholt werden wird, wozu es im Kriege an Ruhe und Zeit für ausgedehntere wissenschaftliche Untersuchungen fehlte. Durch das Drängen der Ereignisse war man im Kriege eben gezwungen, die Leistungen unbedingt zu steigern ohne Rücksicht darauf, auf welchem Wege man zum Ziele gelangte. Der neue Weg wird zugleich bestimmt durch die in ganz anderer Richtung liegenden Forderungen, die man gegenüber einem Kriegs-

flugzeug an das Verkehrsflugzeug stellen muß. Es ist mit Sicherheit zu erwarten, daß man sehr bald mit kleinerer Motorenkraft größere Leistungen herausholen wird, als wie es im Kriege der Fall war. Man könnte deshalb leicht zu dem Schlusse kommen, daß ein Bedarf an größeren Motoren vorerst nicht vorliegen wird, doch ist dem nicht so.

Der Luftverkehr wird seine Brauchbarkeit und seinen Nutzen vor allen Dingen dort zur Geltung bringen, wo es sich um die Überwindung größter Entfernungen handelt, insbesondere auch, wo es sich darum handelt, den langsamen Seedampferverkehr durch Schnellverkehrsmittel zu ergänzen. Größte Nutzlast, vereint mit größtem Aktionsradius sind neben höchster Betriebssicherheit die Hauptforderungen, die an diese Fernluftfahrzeuge gestellt werden, und damit tritt außer dem Luftschiff das Riesenflugzeug in den Vordergrund.

Der wichtigste Faktor für den Ausbau des Riesenflugzeuges ist die Verfügbarkeit über möglichst starke Motoren. Bei der seitherigen kriegsmäßigen Entwicklung des Riesenflugzeuges spielte die Motorenfrage bereits eine Hauptrolle, und der Entwicklungsgang zeigt, daß man mangels stärkerer Motoren gezwungen war, die Motorenzahl zu erhöhen, um größere Antriebskraft herbeizuschaffen. Es hat sich ergeben, daß durch die Verwendung einer größeren Anzahl von Motoren die Betriebssicherheit einerseits ganz außerordentlich wächst, anderseits aber die praktisch günstigste Höchstzahl bei 4 bis höchstens 5 Motoren erreicht wird. Verfasser hält auf Grund der bisherigen Ergebnisse und Erfahrungen die Zahl 4 für die günstigste. Daraus ergibt sich für die Motorenindustrie ohne weiteres die absolute Notwendigkeit, an die Entwicklung größter Motoren mit Nachdruck heranzutreten, damit der deutsche Vorsprung im Riesenflugzeugbau nicht vom Auslande in kürzester Zeit überholt wird. Er ist ausschlaggebend für die nationale Bedeutung in dem sich entwickelnden internationalen und Weltluftverkehr.

Zu den größten zurzeit verfügbaren Flugmotoren gehört der 300-PS-Selvemotor, dessen Entwicklungsgang in die letzte Zeit des Krieges fällt. Die Schwierigkeiten, welche die Konstruktion und Ausführung immer größerer Flugmotoren bietet, sind hinlänglich bekannt. Die praktischen Versuche erfordern geraume Zeit, bis ein solcher neuer Typ so weit durchentwickelt und ausgeglichen ist, daß er als vollendet angesehen werden kann.

Wie jedem andern Typ sind auch dem Selvemotor diese langwierigen Versuchsarbeiten nicht erspart geblieben, und so konnte er, gerade eben vollendet, im Kriegswesen kaum noch in die Erscheinung treten. Die Weiterentwicklung dieser Bauart, die in vielen Punkten wertvoll Neues bietet, ist deshalb durchaus erwünscht, und damit dürfte es zugleich von Interesse sein, sich mit der Bauart und den Neuerungen des Selvemotors näher zu beschäftigen.

Der 300-PS-Selvemotor ist, wie aus den Fig. 1 bis 4 ersichtlich, ein wassergekühlter 6-Zylinder-Standmotor von 160 mm Bohrung und 200 mm Hub. Seine Zylinder sind aus hochwertigem Spezialstahl hergestellt und deren Stahlgußköpfe mit dem Laufflächenrohr verschraubt. Die aus Stahlblech gedrückten Kühlwassermäntel sind mit den Zylindern und Zylinderköpfen verschweißt. Zur Gewinnung der nötigen Durchflußquerschnitte besitzt jeder Zylinder zwei Einlaß- und zwei Auslaßventile, die schräg zur Zylinderachse liegen und paarweise von einem gemeinsamen Schwinghebel betätigt werden.

Eine besondere Eigenart des Motors sind die Aluminiumkolben, die aus einer Speziallegierung bestehen, welche nach einem besonderen Verfahren der Firma Basse & Selve, Altena i. W., hergestellt wird. Neben der Verringerung der hin- und hergehenden Massen und dadurch geförderter ruhiger Gang des Motors zeigt dieses Material den Vorteil, daß selbst bei mangelhafter Schmierung ein Fressen dieses Materials im Zylinder nicht eintritt und auch kein Festbrennen der Kolbenringe zu befürchten ist. Selbst nach längerem Betrieb sammeln sich auf den Kolbenböden keine nennenswerten Ölkohlerückstände an.

Die aus Chromnickelstahl bestehenden Pleuelstangen haben kreisringförmigen Querschnitt und zur Verringerung des spezifischen Lagerdrucks recht reichlich bemessene Lager.

Die Kurbelwelle, ebenfalls aus hochwertigem Stahl hergestellt, ist hohlgebohrt und an 7 Stellen gelagert. Sie trägt

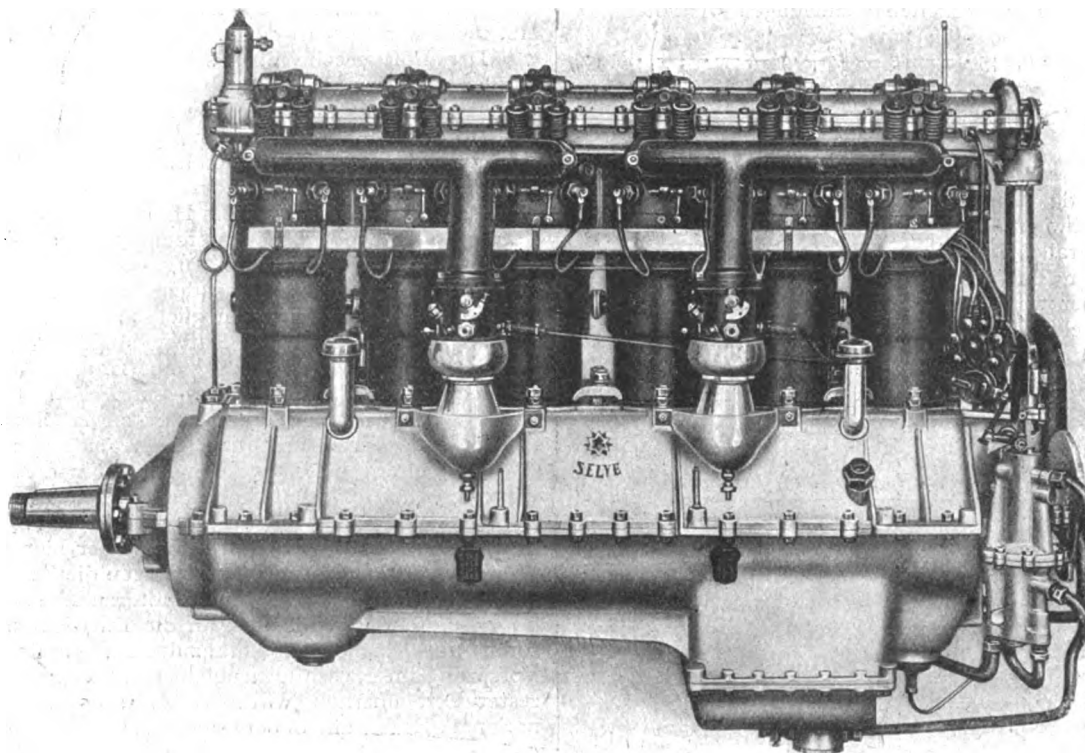


Fig. 1. Vergaser-Seite.

300-PS-Selve-Flugmotor.

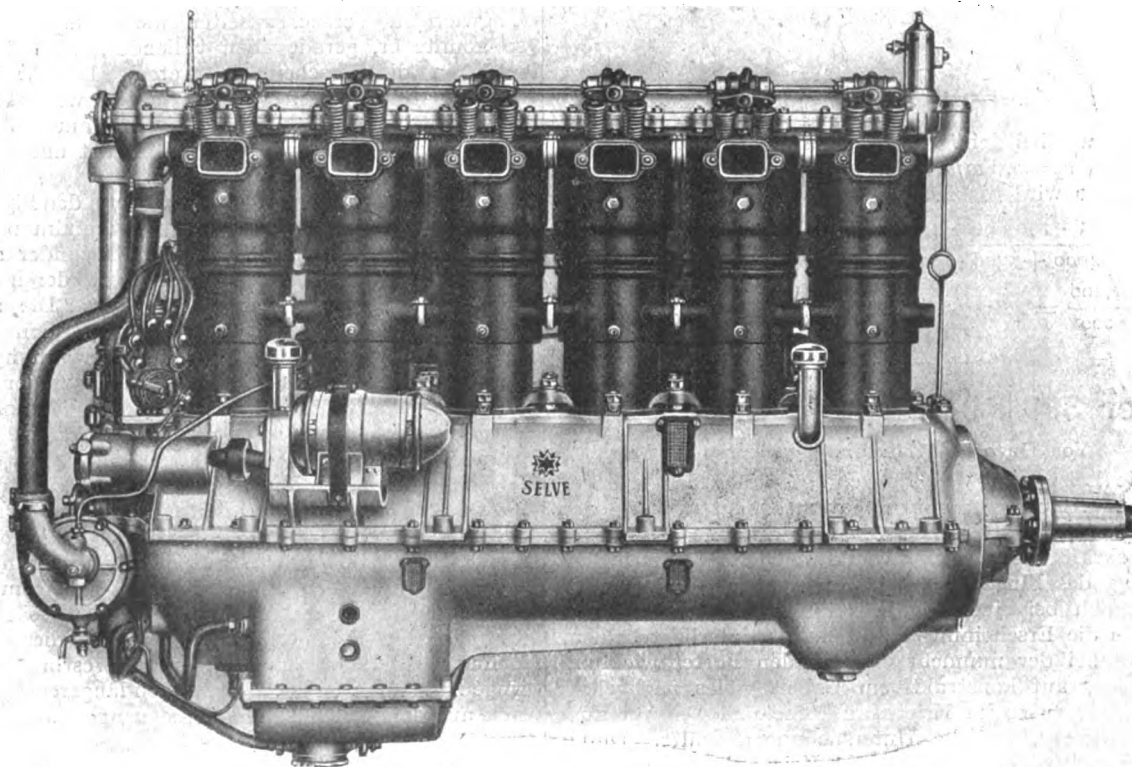


Fig. 3. Auspuff-Seite.

300-PS-Selve-Flugmotor.

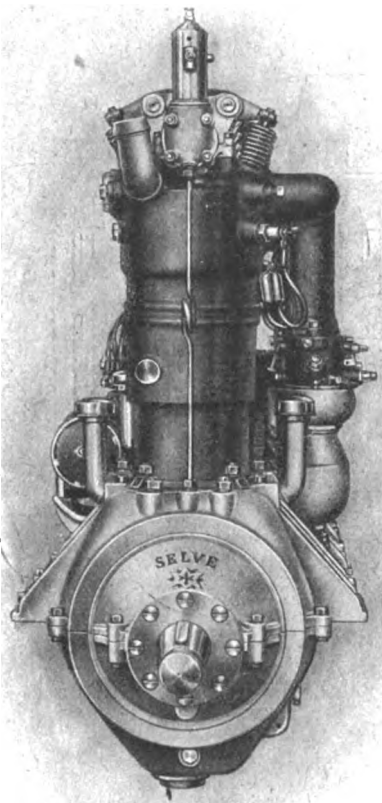


Fig. 2. Stirnansicht.

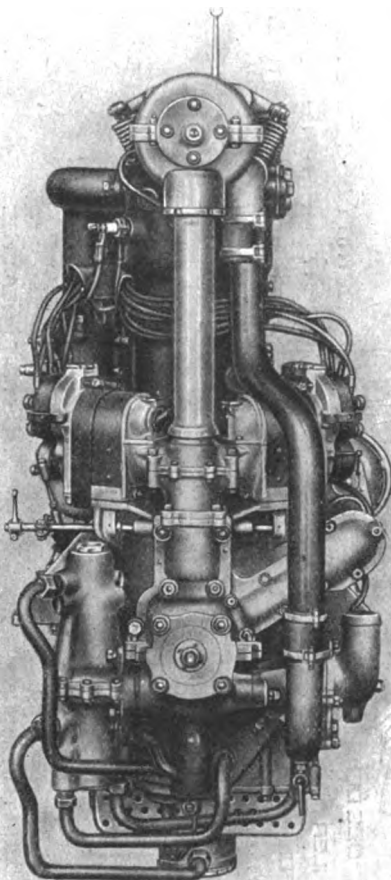


Fig. 4. Rückansicht.

vorn einen Flansch, an welchen mittels 6 Schrauben je nach Verwendung des Motors ein konischer Propellernabenträger oder sonstige Übertragungselemente angeschraubt werden. Das vordere Kugellager ist als Zug- und Drucklager ausgebildet, so daß der Motor für jede Antriebsart geeignet ist. Die ins Kurbelgehäuse eingegossenen Lagerhälften werden durch je 2 Schraubenbolzen besonders zusammengehalten.

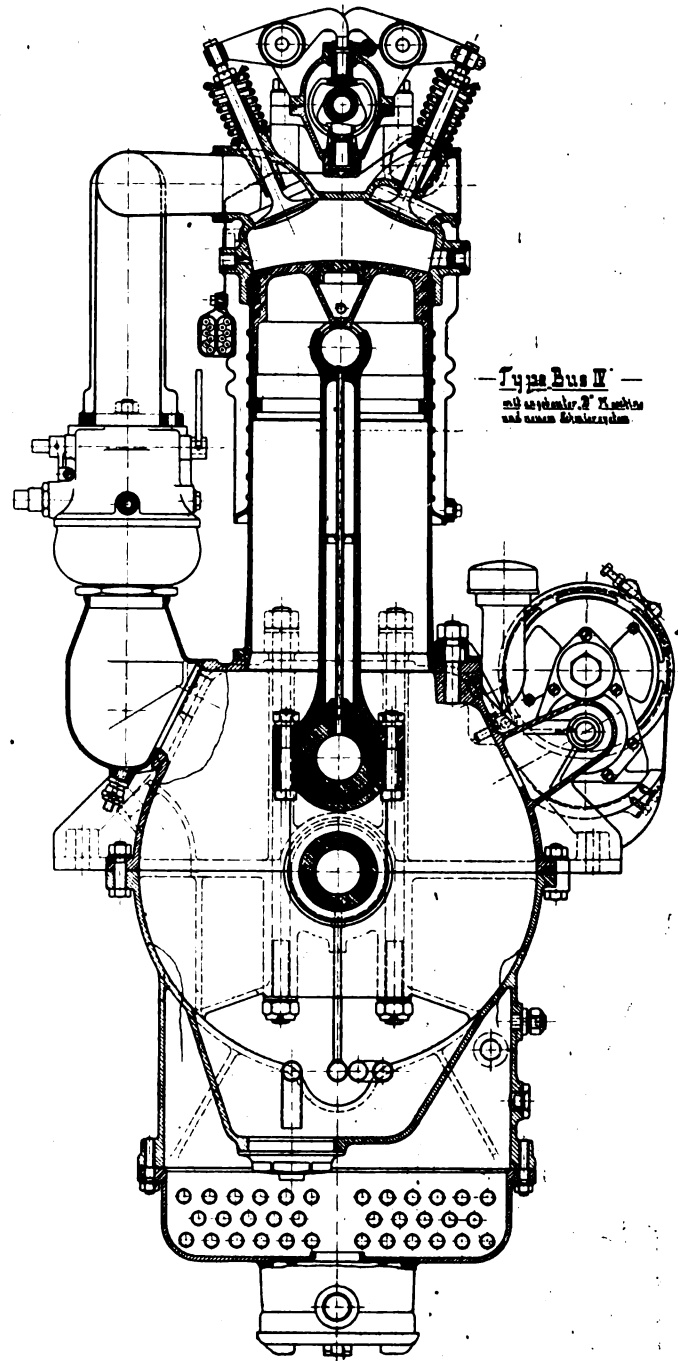


Fig. 5. Schnitt durch den 300-PS-Selve-Flugmotor.

Das Aluminiumkurbelgehäuse ist in üblicher Weise geteilt und wird außer durch die obengenannten 14 Lagerschrauben noch durch eine größere Anzahl kleinerer Schrauben am Umfange der Trennungsfuge zusammengehalten. Am vorderen und hinteren Ende besitzt es unten eine angegossene Vertiefung, als Ölsumpf bezeichnet, wo sich das abspritzende Schmieröl sammelt und von der Ölpumpe abgesaugt wird. Am hinteren Teil befindet sich unmittelbar vor dem Ölsumpf ein Ölkühler, auf welchen ich bei Besprechung der Schmierung zurückkommen werde. Die Hauptlagerkammern der Kurbelwelle sind gleichzeitig als Luftkanäle für das Ansaugen der Vergaserluft ausgebildet. Vorn besitzt das Gehäuse eine ringförmige Verstärkung. Dieser Kranz ist für den evtl. in Be-

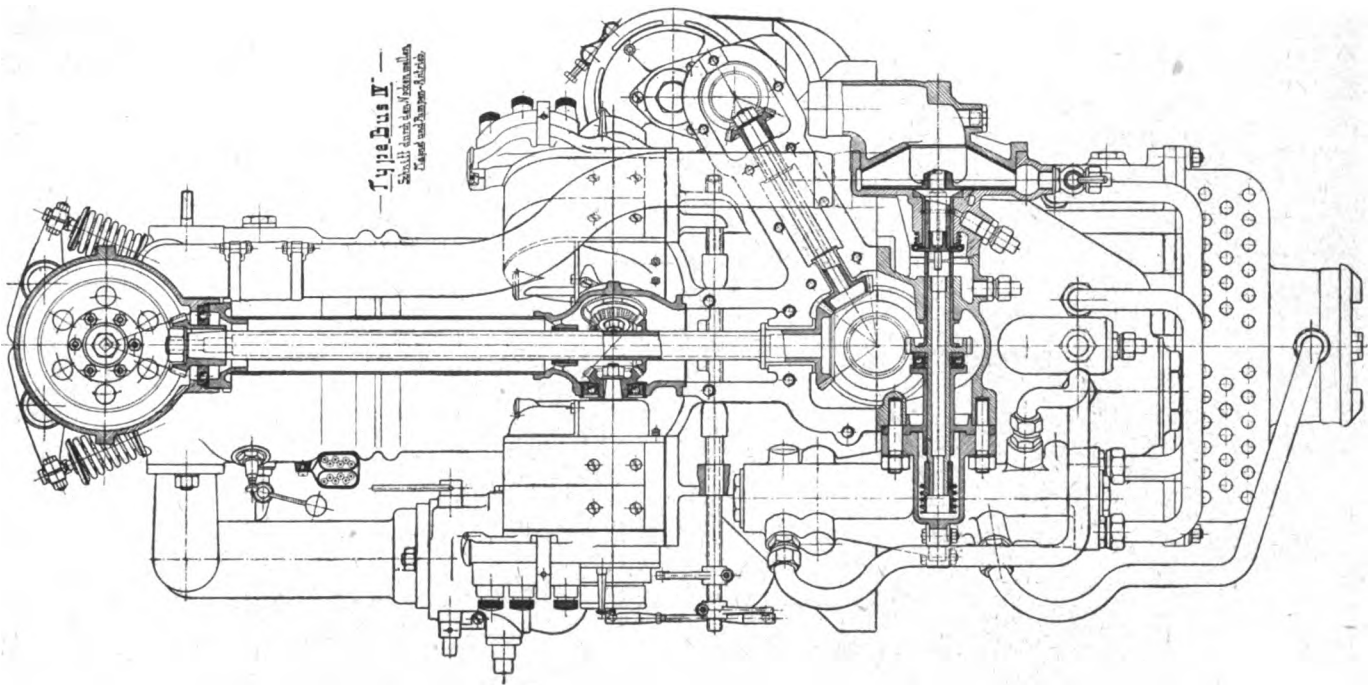


Fig. 6. 300-PS-Selve-Flugmotor.
(Schnitt durch den Nockenwellen-Magnet- und Pumpenantrieb.)

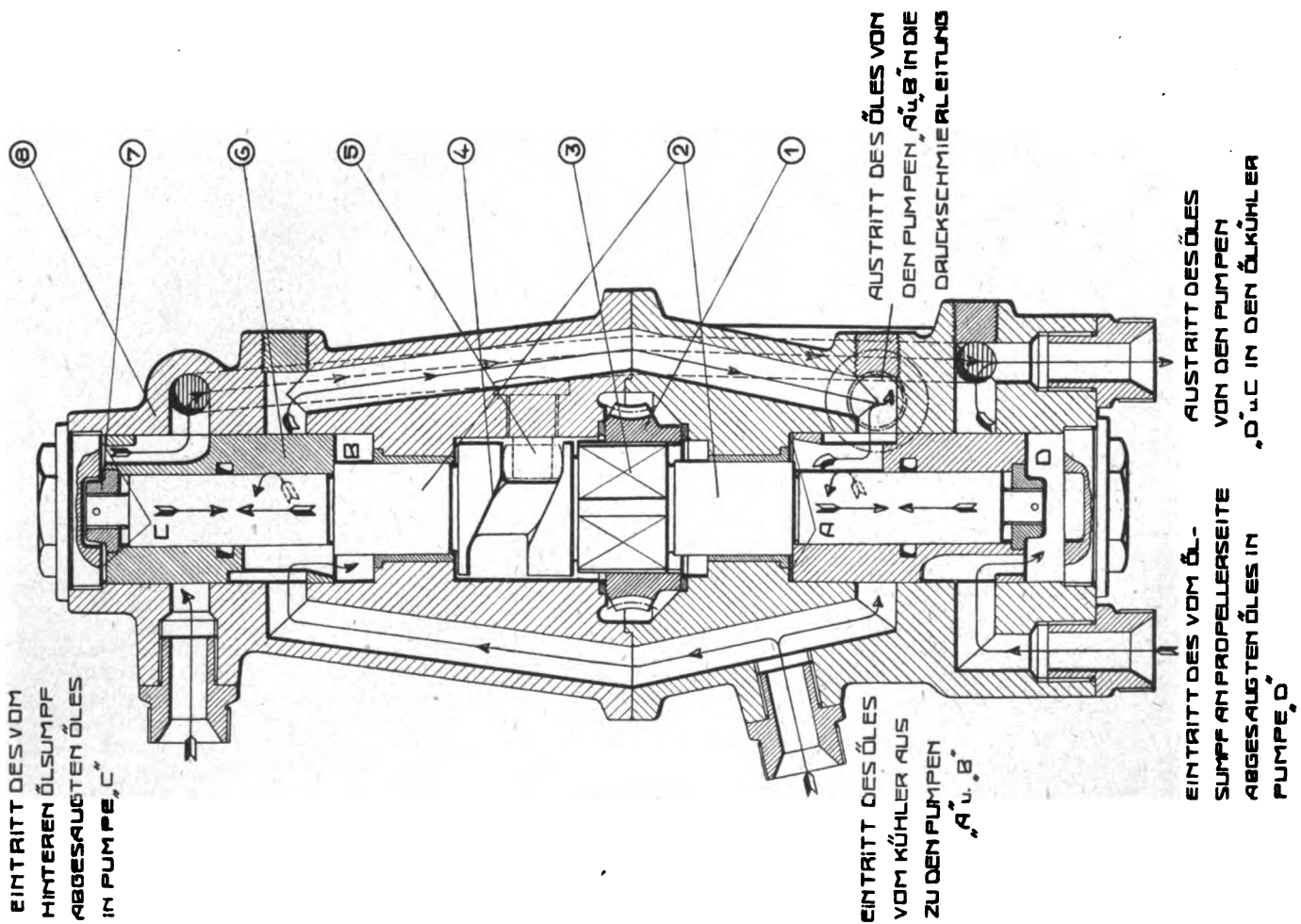


Fig. 7. Schmierpumpe des 300-PS-Selve-Flugmotor.

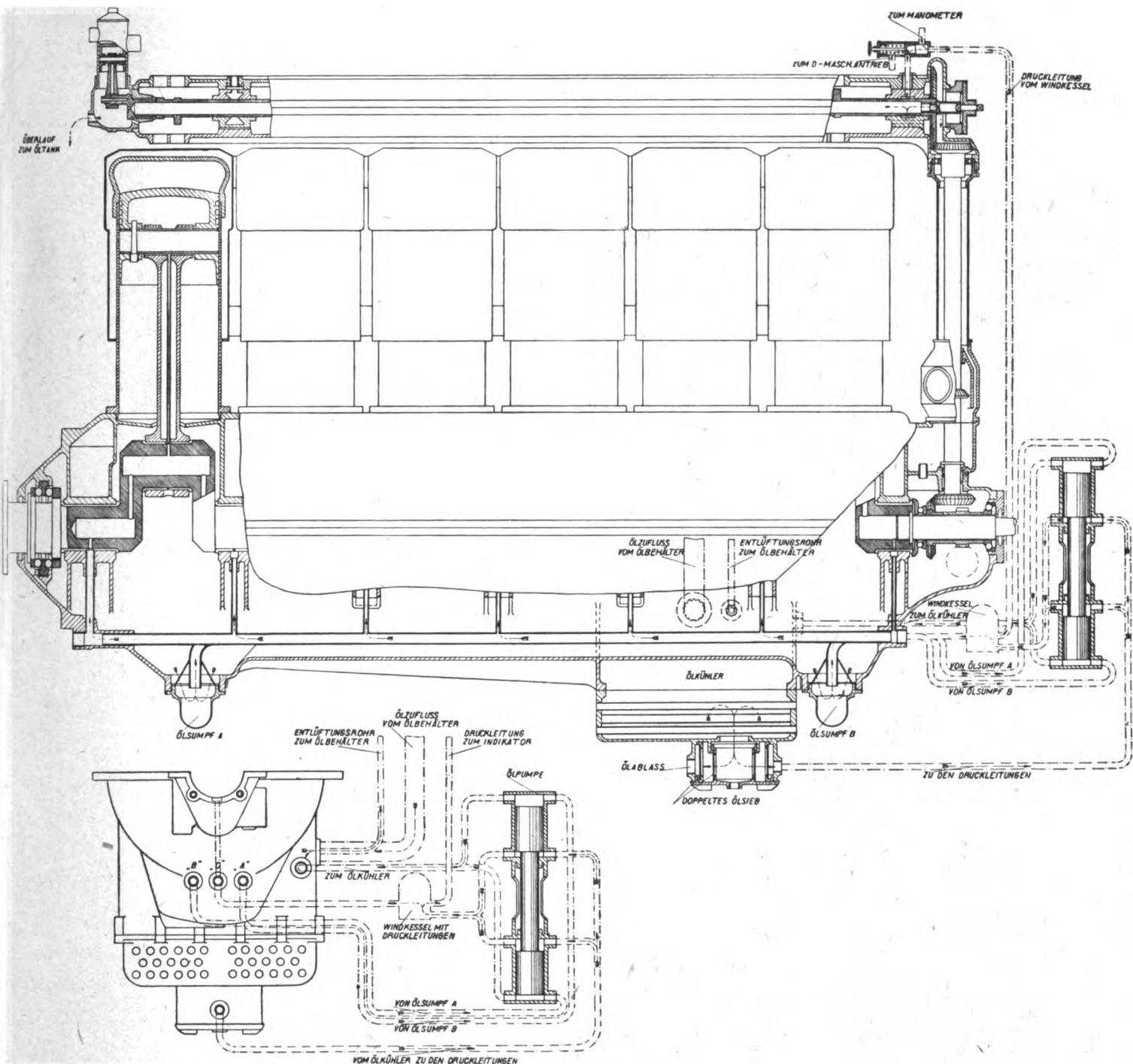


Fig. 8. Schliersystem des 300-PS-Selve-Flugmotor.

tracht kommenden Anbau eines Zahnrädergetriebes vorgesehen.

Die beiden Vergaser sind eine Spezialausführung der bekannten Pallasvergaser und sind mit Voll- und Leerlaufdüsen ausgestattet, so daß sich der Motor bis auf 300 Umdr./min abdresseln läßt. Sowohl die Vergaser wie auch die Ansaugrohre sind mit Warmwasservorwärmung versehen, während die vorgewärmte Ansaugluft den Hauptlagerkammern des Kurbelgehäuses entnommen wird.

Die über den Zylinderköpfen liegende Steuerwelle ist in einem kräftigen Aluminiumgehäuse mittels Gleitlager gelagert. Sie läuft bis zur Mittellinie in Öl und überträgt die Nockenbewegung durch eine neuartige Stoßelkonstruktion auf die Kipphebel, welche in Kugellagern schwingen. Unterhalb der Auspuffventilhebel läuft am Steuerwellengehäuse eine besondere Welle mit Nocken entlang. Durch Drehen dieser Welle werden die Auspuffventile zwecks Dekompression ein wenig angehoben. Zum Antrieb der Steuerwelle dient in

bekannter Art eine senkrechte Zwischenwelle mit Kegelrädern, die einschließlich der Getriebe öldicht gekapselt ist.

Von besonderem Interesse ist die neuartige Konstruktion des Schmiersystems. Die Kurbelwellen- und Pleuelstangenlager sowie die Kolbenbolzenbüchsen werden durch eine Umlaufdruckschmierung unter Öl gehalten. Die beigelegten Fig. 5 bis 8 zeigen die Bauart der Ölpumpe und das Schema der Ölführung.

Der Antrieb der Pumpe erfolgt durch eine rechtwinklig zur hinteren Zwischenwelle und von letzterer mittels eines Schraubenräderpaares (Übersetzung 1:1) angetriebene Welle. Die senkrechte Pumpenwelle (AC) wird durch die Antriebswelle bei einer Unterzetzung von 14:1 mittels Schnecke und Schneckenrad gedreht. Letzteres sitzt mit einem Vierkant (3) verschiebbar auf der Pumpenwelle und wird im Pumpengehäuse seitlich geführt. Die Pumpenwelle ist am oberen und unteren Ende beiderseitig als Doppelkolben (6) ausgebildet. Eine Rollenführung (5) greift in eine in die Kolbenwelle (2)

eingefräste Kurve (4) ein und bewirkt dadurch beim Drehen der Kolbenwelle eine gleichzeitige Auf- und Abwärtsbewegung derselben. Die Steuerung der Pumpenkanäle erfolgt durch entsprechende Ausfräsungen im Kolbenmantel.

Die beiden inneren Kolben A und B saugen das Öl aus dem an der tiefsten Stelle des Kurbelgehäuses angebauten Ölkühler an und drücken es durch ein Druckrohr zu den Hauptlagern der Kurbelwelle. Dieses Druckrohr ist in das Gehäuseunterteil eingegossen. In dem Druckrohr befindet sich ein Überdruckventil, das sich bei etwa 1 Atm. zu öffnen beginnt. Von den Kurbelwellenlagern gelangt das Öl durch die hohlgebohrte Kurbelwelle zu den Pleuelstangenlagern und weiter zu den Pleuelbolzenbüchsen. Das von den Lagern abspritzende Öl schmiert die inneren Zylinderflächen und die Lager der Zwischenwelle, der Magnetapparate und der Pumpen. Das überschüssige Öl sammelt sich in den vorn und hinten im Kurbel-

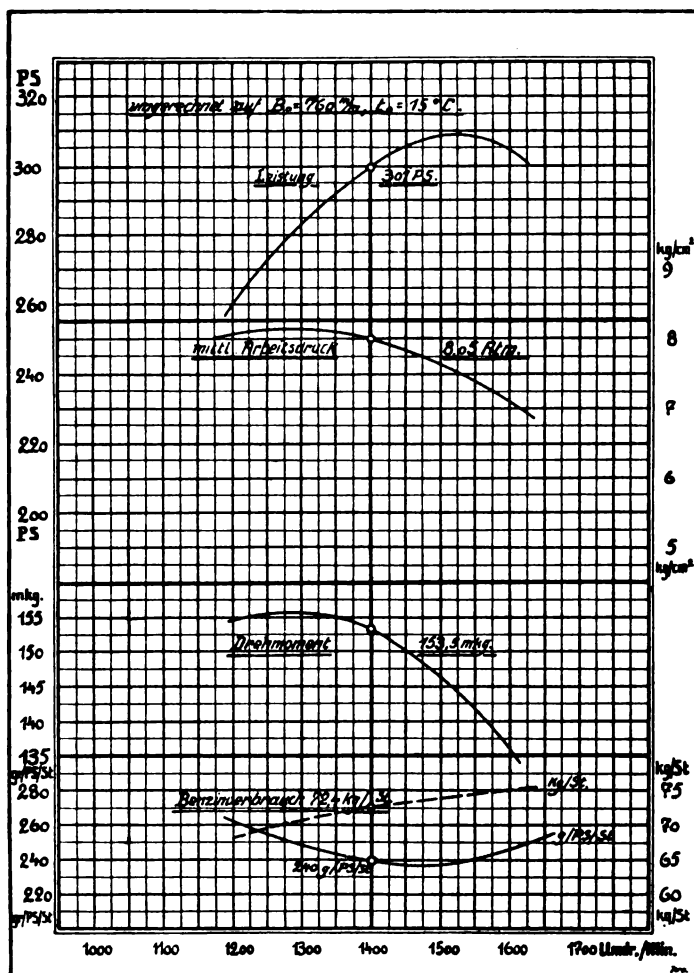


Fig. 10. Prüfstand-Ergebnisse des 300-PS-Selve-Flugmotor.

gehäuseunterteil befindlichen Ölsümpfen, wo es durch ein gemeinsames Saugrohr von den beiden äußeren Kolben C und D der Ölpumpe ständig bis auf rd. $\frac{1}{2}$ l abgesaugt wird. Diese äußeren Kolben pressen es dann weiter in den Ölkühler, welcher einen vom Kurbelgehäuse völlig abgeschlossenen Raum bildet. Infolgedessen wird das Kurbelgehäuse dauernd ölfrei gehalten, so daß der Motor in jeder Lage ohne Verölen arbeiten kann.

Der Ölkühler steht durch eine 25 mm weite Rohrleitung mit dem Frischölbehälter in Verbindung, durch welche das Frischöl dem Ölkühler ständig zuläuft. Da die beiden Absaugpumpen eine größere Fördermenge als die Umlaufpumpen haben, so wird beim Absinken des Ölniveaus in den beiden Ölsümpfen gelegentlich auch Luft mit in den Ölraum des Ölkühlers gefördert. Der obere Teil desselben steht deshalb durch ein Entlüftungsrohr mit dem Frischölbehälter in Verbindung. An der tiefsten Stelle des Ölkühlers ist ein herausnehmbarer Öleiniger mit doppeltem Ölsieb angebracht.

Die Schmierung der Nockenwelle und der Stößel geschieht durch eine Ölleitung, die vom vorderen Hauptlager der Kurbelwelle abzweigt und zum Nockenwellengehäuse hinaufführt. Die Lagerträger dieses Gehäuses sind in Höhe der Wellenmitte durchbohrt, so daß das Öl von vorn nach hinten durch alle Lagerkammern hindurchfließen kann. Durch das hinten ebenfalls bis Höhenmitte reichende Abflußrohr (Gehäuserohr der Zwischenwelle) fließt das überschüssige Öl zum Kurbelwellengehäuse zurück und schmiert auf diesem Wege die Antriebsräder der Zündmagnete und die Lager der Zwischenwelle.

Auf der gleichen Antriebsachse der Ölpumpe befindet sich auf entgegengesetzter Seite die mit zwei Schrauben am Unter- teil des Kurbelgehäuses befestigte Kühlwasserpumpe, welche, als Zentrifugalpumpe ausgebildet, einen Wasserumlauf von 61/s bei 5 m WS Widerstand fördert.

Eine regulierbare Druckluftpumpe mit Ölabscheider, die für rd. 0,25 Atm. Überdruck eingestellt ist, befindet sich am vorderen Ende des Nockenwellengehäuses und wird durch die Nockenwelle angetrieben.

Das Gewicht des Motors ohne Wasser und ohne Öl beträgt 420 kg, der Wasserinhalt 24 kg und der Ölinhalt 12 kg. Der Benzinverbrauch stellt sich pro Stunde auf 72 kg (= 240 g/PS h) der Ölverbrauch auf 3,5 kg.

Das Ergebnis einer Leistungsaufnahme auf dem Prüfstand zeigt die beigefügte graphische Darstellung.

Leistungsnachweis für Flugzeuge.

Von Dipl.-Ing. L. Maurer, Leipzig.

Leitsätze.

1. Der Leistungsnachweis erstreckt sich auf die Bestimmung der günstigsten Flügelabmessungen bei verlangter Flugleistung.

2. Die Problemstellung hierbei ist überwiegend so, daß die Erreichung einer bestimmten Steigzeit zur Höhe Z gefordert wird.

3. Die hierzu notwendige Flügelgröße bestimmt sich aus dem gemeinsamen Wert der in Abhängigkeit von F aufgestellten, erforderlichen und möglichen Wertziffer.

Die Zusammenhänge zwischen Leistungs- und Flügelbelastung und der Polare des Flugzeuges sind soweit geklärt worden, daß zum Auffinden der günstigsten Abmessungen eines Flugzeuges ein versuchsweises Tasten durch Wahl und Schätzung seine Berechtigung nicht mehr ausweisen kann. Man wird sich daher beim Entwurf von Flugzeugen neben der statischen Untersuchung des Zellenaufbaues (Festigkeitsnachweis) auch Rechenschaft ablegen müssen über den aerodynamischen Leistungsnachweis. Zur Ausführung eines solchen werden die Untersuchungen von Oberingenieur Kann der Siemens-Schuckert-Werke im T. B. 1/6¹⁾ zweckmäßig herangezogen.

Im folgenden soll gezeigt werden, wie mit Hilfe gewisser Rechnungsunterlagen und Annahmen diejenige Flügelgröße eindeutig bestimmt werden kann, die zur Erreichung einer verlangten Steigzeit oder auch Gipfelhöhe erforderlich ist. Die erreichbare Geschwindigkeit errechnet sich, wenn die Polare des Flugzeuges gegeben. Sie kann nicht ebenfalls noch vorgeschrieben werden, da nur eine Leistungsforderung zu einem absoluten Maximum gebracht werden kann.

I. Rechnungsgang.

Außer den üblichen werden noch nachgenannte Bezeichnungen eingeführt:

$$N_1 = \frac{G}{N_0 \cdot \eta} \quad \text{Einheitsbelastung der Leistung.}$$

$$F_1 = \frac{G}{F} \quad \text{Einheitsbelastung der Flügel.}$$

$$t_1 = \frac{t}{N_1} \quad \text{Einheits-Steigzeit.}$$

$$\tau = \left(\frac{c_a}{c_w} \right)_{\max} \quad \text{Wertziffer des Flugzeuges.}$$

¹⁾ T. B. 1 sind die während der Kriegszeit von der Inspektion des Flugzeugwesens herausgegebenen »Technischen Berichte«.

$$c_w = c_{w_F} + c_{w_s} = c_{w_F} + \frac{\text{const}}{F}$$

$f(a) =$ Funktion von a .

Die Aufgabe sei so gestellt, daß die Einhaltung einer gegebenen Steigzeit zur Erreichung einer Höhe z verlangt ist. Dann muß das Flugzeug hierzu eine bestimmte Gipfelhöhe aufweisen. Diese errechnet sich aus der Höhengleichung:

$$z_g = f\left(\frac{\gamma_0}{\gamma_s}\right) \quad (I)$$

in Verbindung mit der Steigzeitengleichung:

$$t_1 = f\left(\frac{\gamma_0}{\gamma_s}, \frac{\gamma_0}{\gamma_s}\right) \quad (II)$$

zu:

$$z_g = f(t_1, z) \quad (III)$$

Da z_g hiermit bekannt, ergeben sich aus der Gipfelhöhengleichung:

$$z_g = f(\tau, N_1, F_1) \quad (IV)$$

die erforderlichen τ -Werte zu:

$$\tau = f(z_g, N_1, F_1) \quad (IVa)$$

Vergegenwärtigt man sich die Definitionsgleichung:

$$\tau = \left(\frac{c_a^3}{c_{w_F} + \frac{\text{const}}{F}} \right)_{\max} = f(c_a, c_{w_F}, F) \quad (V)$$

(in welcher $c \cdot f_s = \text{const.}$ gesetzt), so erhält man damit für F und τ eine zweite Gleichung, mittels welcher τ eliminiert, sich F ergibt zu

$$F = f(c_a, c_{w_F}, z_g, N_1) \text{ oder } = f(c_a, c_{w_F}, t_1, z, N_1) \quad (VI)$$

II. Praktische Auflösung der Gleichung.

Vorgeschrieben ist die Steigzeitenbedingung des Flugzeuges, nämlich z m sind in t Minuten zu erreichen. Gesucht wird die hierzu erforderliche Flügelgröße F , wenn nachstehende Rechnungsunterlagen gegeben sind:

1. Leistungsbelastung N_1 unter Angabe von deren Zunahme

mit der Höhe (falls nicht konstant) proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^x$.

2. Die Polare der Flügelanordnung, d. h. c_a und c_{w_F} .

3. Die reduzierte schädliche Widerstandsfläche: $c \cdot f_s$. Angenommen wird:

1. Ein mittlerer Wirkungsgrad η für Motor, Getriebe und Luftschraube unabhängig von Höhe und Geschwindigkeit. $\eta = \text{konstant}$.

2. Flugzeuggewicht G während des Anstiegs konstant. $G = \text{konstant}$.

3. Die Höhe in Funktion der Luftdichte: $z = 21850 \cdot \log \frac{\gamma_0}{\gamma_s}$.

Die Auflösung (VI) der beiden Gleichungen (IVa) und (V) nach der Unbekannten F gelingt dadurch, daß die Wertziffern τ in Kurven abhängig von F_1 (bzw. F) dargestellt werden und deren Schnittpunkt ermittelt wird. Damit zerfällt die Aufgabe in zwei Abschnitte, nämlich in die Bestimmung der erforderlichen τ -Werte gemäß Gleichung (IVa) und die Bestimmung der möglichen τ -Werte gemäß Gleichung (V).

1. Bestimmung der erforderlichen Wertziffer.

a) Die Gipfelhöhe.

In Gleichung (IVa) ist außer der Variablen F_1 (oder F) die Gipfelhöhe z_g vertreten, die zuvor aus Gleichung (II) mittels Substitution von z_g durch das Luftdichteverhältnis $\frac{\gamma_0}{\gamma_s}$ erhalten wird. Die wirkliche Form der Gleichung (II) lautet:

$$t_1 = C_t$$

wobei C_t eine Funktion von $\frac{\gamma_0}{\gamma_s}$ und $\frac{\gamma_0}{\gamma_s}$ darstellt, und außerdem mit der Leistungsabnahme des Motors ändert, die proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^x$ erfolgt. Die von Oberingenieur Kann aufgestellten Gleichungen für die Steigzeit (T. B. I/6) lassen sich in übersichtlicher Form für verschiedene Leistungsabnahme

des Motors nach $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^x$ wie folgt anschreiben und zwar bei

$$x = 0 \quad t_1 = 9,72 \log a + 9,72 A,$$

$$x = 0,5 \quad t_1 = 2 \cdot B$$

$$x = 1,0 \quad t_1 = 3,24 \cdot \frac{A}{b^2}$$

$$x = 1,5 \quad t_1 = \frac{1}{b^2} (B - C).$$

Hierbei sind folgende Substitutionen eingeführt:

$$\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_s}} = a; \quad \sqrt{\frac{\gamma_s}{\gamma_0}} = b; \quad \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_s}} = a \cdot b$$

$$\log \frac{1-b}{1-a \cdot b} = A$$

$$\frac{2,43}{b} \cdot \log \frac{(1+a \cdot b)(1-b)}{(1-a \cdot b)(1+b)} = B$$

$$\frac{4,86}{2,3b} (\arctg(a \cdot b) - \arctg b) = C.$$

Es ist nun möglich, ausgehend von einer bestimmten Klassenhöhe z (d. h. $\frac{\gamma_0}{\gamma_s} = a = \text{bekannt}$) für verschiedene Gipfelhöhen z_g (oberhalb z) die Werte für A , B , C und b^2 zu bestimmen und durch obige Gleichungen in Abhängigkeit von t_1 darzustellen.

In Fig. 1 ist dies für die Klassenhöhe $z = 5,0$ km, geschehen. Erfolgt die Leistungsabnahme des Motors nicht nach einem der Exponenten x (0,0, 0,5, 1,0, 1,5), so kann leicht der richtige Wert von z_g für einen beliebigen Exponenten dadurch erhalten werden, daß man die zu $t_1 = \text{konstant}$ gehörigen Werte von z_g über den bekannten Exponenten aufträgt, wie dies in der Fig. 1 beispielsweise ausgeführt.

Man erhält also anhand der Fig. 1 bei verlangter Steigzeit t und gegebener Leistungsbelastung N_1 sofort die notwendige Gipfelhöhe z_g , welche das Flugzeug aufweisen muß, damit es die verlangte Flugleistung erfüllt.

b) Die erforderliche Wertziffer

wird nunmehr aus der Gleichung (IVa) in Abhängigkeit von F_1 (oder F) erhalten, die in wirklicher Form lautet:

$$\tau = N_1 \cdot F_1 \cdot \text{numlg} \frac{z_g}{C_g} \quad (IVa)$$

Hierbei ist noch zu beachten, daß die Konstante C_g eine Funktion des Exponenten x der Leistungsabnahme ist (siehe Kann T. B. I/6) und zwar entspricht dem Exponenten

x :	0,0	0,5	1,0	1,5
C_g :	21850	10920	7280	5460

In Fig. 2 ist diese Konstante abhängig von x dargestellt und kann daraus für beliebige Exponenten entnommen werden.

Da die Wertziffer τ in linearer Abhängigkeit von F_1 in der Gleichung (IVa) vorkommt, ergibt sich bei der kurvenmäßigen Darstellung über F_1 eine Gerade, weshalb es nur notwendig ist, für zwei (zur Kontrolle zweckmäßig 3) anzunehmende Werte von F_1 die zugehörigen erforderlichen Wertziffern τ zu errechnen.

2. Bestimmung der möglichen Wertziffer.

a) Ermittlung derselben.

Sie wird unmittelbar aus der Definitionsgleichung (V)

$$\tau = \left(\frac{c_a^3}{c_{w_F} + \frac{c \cdot f_s}{F}} \right)_{\max}$$

erhalten, in welcher c_a und c_{w_F} aus der Polare der Flügelanordnung, sowie $c \cdot f_s$ aus der Aufstellung der schädlichen Widerstände (anhand des Flugzeugentwurfes) bekannt sind. c_{w_s} ist von der gesuchten Flügelgröße F abhängig, wobei $c \cdot f_s$ als konstant vorausgesetzt werden kann. Man wird also für einige Werte von F (etwa dieselben, die den Annahmen von F_1 entsprechen) die zugehörigen $c_{w_s} = \frac{c \cdot f_s}{F}$ feststellen und mittels derselben aus Gleichung (V) die möglichen Werte

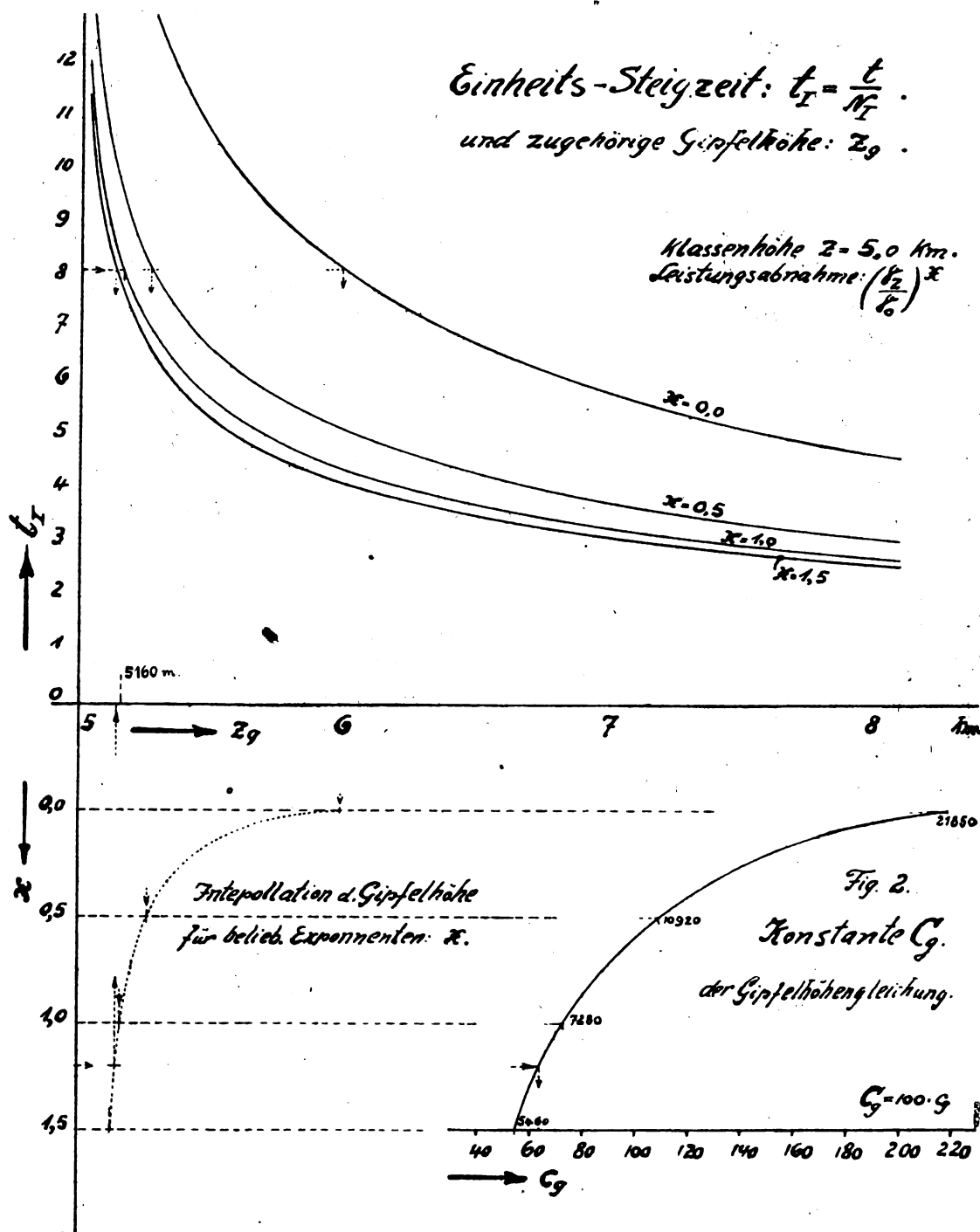


Fig. 1.

$\frac{c_a^3}{c_w^2}$ sowie deren Maxima τ ermitteln, und die letzteren abhängig von F darstellen. Trägt man in die Figur außerdem die erforderlichen τ Werte ein, so erhält man durch den Schnittpunkt der beiden Kurven die Wertziffer τ und die zugehörige, damit eindeutig bestimmte Flügelgröße F .

b) Zur Variation von F .

Bezüglich derselben ist zu beachten, daß mit etwaigen Änderungen des Seitenverhältnisses oder der Flügelabstände sich die c_a und c_{w_p} Werte ebenfalls ändern und entsprechend korrigiert werden müssen. Dies kann mittels der einfachen Prandtl'schen Formel für den induzierten Widerstand¹⁾ geschehen, wonach:

$$c_{w_i} = \frac{c_a^2 \cdot F}{\pi \cdot b_{\max}^2 + 4 F'}$$

ist.

¹⁾ T. B. 11.

Betrag der gesamte Widerstand der Flügelanordnung, etwa der des untersuchten Modells

$$c_{w_F}^M = c_{w_i}^M + c_{w_p}$$

wo c_w der induzierte und c_{w_p} der Profilwiderstand ist, so beträgt nach etwaigen Änderungen von F , b_{\max} oder F' der gesamte Flügelwiderstand der jeweiligen Ausführung

$$c_{w_F} = c_{w_i} + c_{w_p} \quad (c_{w_p} = \text{const!}).$$

Die c_a Werte können als konstant betrachtet werden. Zweckmäßig wird man bei der Wahl von F die Änderungen in der Größe systematisch vornehmen, etwa

1. nur durch Spannweitenänderung unter Belassung der Tiefen und des Flügelabstandes,
2. oder nur durch Tiefen-Änderungen,

je nachdem man beim Entwurf an eine maximale Spannweite oder Bauhöhe sich binden will. Größere Spannweite ist für aerodynamische Flugleistung (nicht Flugeigenschaften) stets erstrebenswert.

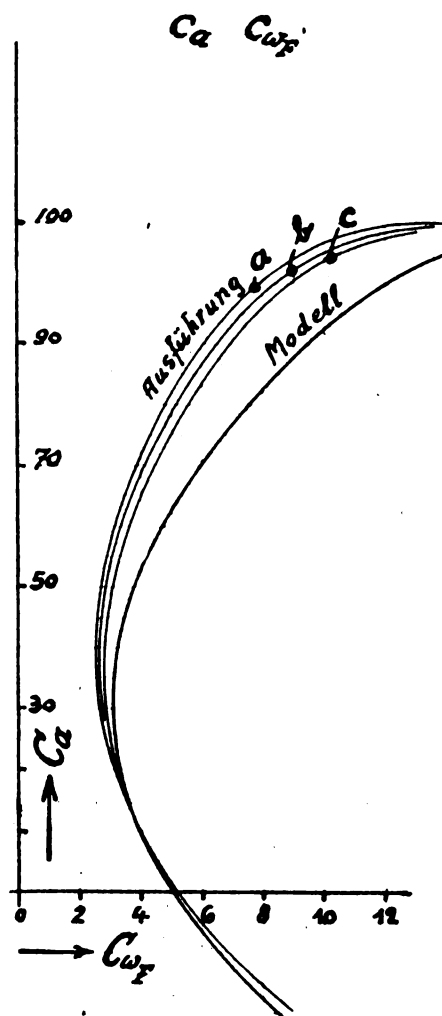


Fig. 3.

III. Zahlen-Beispiel.

Vorgeschrieben ist: $z = 5000$ m, zu erreichen in $t = 105$ Min.

Gesucht wird: die erforderliche Flügelgröße F m².

Gegeben seien:

$$1. N_I = \frac{G}{N_0 \cdot \eta} = 12,85 \text{ kg/PS. Bei } G = 20000 \text{ kg.}$$

Leistungsabnahme proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^{1,0}$.

2. Polare, d. h. c_a und c_{wF} -Werte der Flügelanordnung in Modellmessung (s. Fig. 3).

3. Schädliche Widerstandsfläche $c \cdot f_s = 16$.

Annahmen bezw. Voraussetzung: die Allgemeinen siehe unter II.

Rechnungsgang.

1. Die erforderlichen Wertziffern. Zunächst ist

$$t_1 = \frac{t}{N_I} = \frac{105}{12,85} = 8,17$$

womit aus Fig. 1 (gültig für $z = 5000$) mittels der Kurve für die Leistungsabnahme proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^{1,0}$ sich die notwendige Gipfelhöhe zu $z_s = 5160$ m ergibt. (Hätte man eine Leistungsabnahme etwa proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^{1,2}$, so wird man nur die 4 Werte für $t_1 = 8,17 = \text{konstant}$ in der Fig. 1 herunterloten und über dem Exponenten x auftragen, womit für den Exponenten 1,2 die zugehörige Gipfelhöhe sofort gesehen werden kann $z_s' = 5140$.)

Mit dieser Gipfelhöhe ergeben sich die erforderlichen Wertziffern (mit $C_0 = 7280$ für $x = 1,0$ aus Fig. 2):

$$\tau = 12,85 \cdot F_I \cdot \text{num lg } \frac{5160}{7280}$$

abhängig von F_I . (Hätte man eine Leistungsabnahme wieder etwa proportional $\left(\frac{\gamma_s}{\gamma_0}\right)^{1,2}$, so wäre aus der Fig. 2 die zu dem Exponenten 1,2 gehörige Konstante abzulesen; man hätte statt 7280, wie oben, jetzt 6400 zu setzen.)

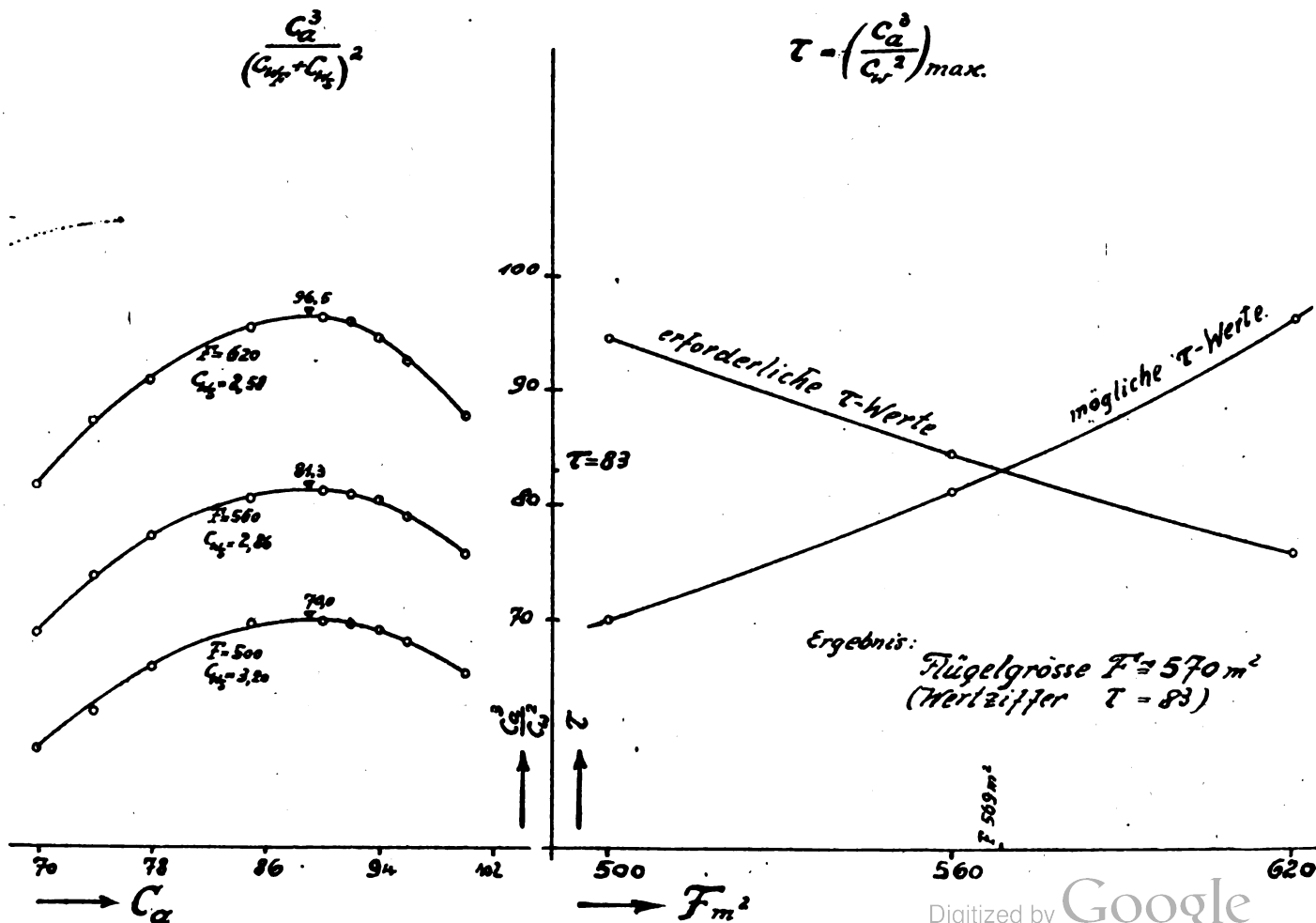


Fig. 4.

Fig. 5.

Es wird nun unter Annahme einer nicht zu überschreitenen Spannweite des Flugzeuges durch überschlägliche Berechnung die als maximal zu erwartende Flügelgröße $F_{\max} = 620 \text{ m}^2$ bestimmt. Hiervon ausgehend werden für F etwa folgende 3 Annahmen gemacht:

für Ausführung:	a	b	c
Flügelgröße F	620	560	500 m^2

wobei mit $G = 20000 \text{ kg}$

$$F_1 = \frac{G}{F} \text{ wird } 32,2 \quad 35,7 \quad 40,0 \text{ kg/m}^2$$

Die erforderliche Wertziffer ergibt 76,0 84,5 94,5.

2. Die möglichen Wertziffern werden erhalten aus

$$\tau = \left(\frac{c_a^3}{c_{w_F} + \frac{c \cdot f_s}{F}} \right)_{\max}$$

in der Weise, daß man zunächst für die angenommenen Werte von F die c_a und c_{w_F} Werte des Modellversuchs umrechnet auf die Flügelanordnung der Ausführung a, b, c. Dabei werden unter Zugrundelegung tunlichst geringen Flügelabstandes zur Herabdrückung der Bauhöhe für die zu erwartende Maximal-Flügelgröße F die Tiefen der Flügel bestimmt. Dieselben werden bei den Ausführungen a, b, c beibehalten und jeweils nur die Spannweite verringert, sodaß das Verhältnis der Flügelgrößen zu einander dasselbe bleibt. Die Umrechnung ergibt folgende induzierte Widerstände:

Modell	a (520)	b (560)	c (500)
$\frac{c_{w_i}}{c_a^2}$	0,094	0,0525	0,0576
		0,0576	0,0634

Das Ergebnis der Umrechnung der Polare auf die Ausführungen a, b, c sowie die Polare des Modellversuches selbst, sind in Fig. 3 dargestellt.

Mit den Werten

$$c_{w_s} = \frac{c \cdot f_s}{F} = \frac{16}{F} = \begin{matrix} a & b & c \\ 0,0258 & 0,0286 & 0,032 \end{matrix}$$

bildet man die Quotienten $\frac{c_a^3}{c_{w_s}^3}$ für die Ausführungen a, b, c, wie sie in Fig. 4 dargestellt sind. Die daraus erhaltenen Maxima der möglichen τ sowohl als auch die früher (unter 1) erhaltenen erforderlichen τ -Werte, werden in Fig. 5 abhängig von F aufgetragen. Der Schnittpunkt der beiden Kurven bei der Wertziffer $\tau = 83$ liefert die eindeutig bestimmte Flügelgröße $F = 570 \text{ m}^2$.

Mitteilungen aus dem Gewerblichen Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Mitteilungen der Patentämter.

Deutschland.

Bekanntmachung, betreffend den Schutz von Erfindungen, Mustern und Warenzeichen auf der internationalen Einfuhrmesse in Frankfurt a. M. Vom 3. September 1919. Der durch das Gesetz vom 18. März 1904 (Reichs-Gesetzblatt S. 141) vorgesehene Schutz von Erfindungen, Mustern und Warenzeichen tritt ein für die in Frankfurt a. M. in der Zeit vom 1. bis 15. Oktober 1919 stattfindende internationale Einfuhrmesse.

Berlin, den 3. September 1919.

Der Reichsminister der Justiz.
I. V.: Delbrück.

Polen.

Patent-, Marken- u. Musterschutz. Wie die Wiener Handels- und Gewerbekammer mitteilt, wurde in der Polnischen Republik die Frist, innerhalb welcher die vor dem 7. 2. 1919 bei dem Patentamt in Wien angemeldeten Patente bzw. die im deutsch-österreichischen Staatsgebiete angemeldeten Marken und Muster von den Berechtigten zur Wahrung ihrer Rechte in Polen bei dem Patentamt in Warschau anzumelden sind, bis 7. 11. 1919 verlängert.

• Konsular-Korrespondenz, Wien, v. 23. 8. 1919.

Patentanmeldungen.

Ausgelegt am 28. 8. 19. Einspruch bis 28. 10. 19.

42c, 4. D. 28311. Paul Dette, Wilhelmshaven, Roonstr. 158. Visiereinrichtung für Luftfahrzeuge, bei der der Vorhaltwinkel aus der Höhe des Luftfahrzeuges ermittelt wird. 5. 2. 13.

42c, 6. B. 85143. Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf. Pendel für Flugzeuge. 12. 12. 17.

42c, 32. N. 16291. Dipl.-Ing. Bruno Nadolny, Charlottenburg, Pestalozzistr. 51. Einrichtung zur Fahrtrichtungsanzeige, insbesondere für Luftfahrzeuge mit Benutzung des Erdfeldes als Richtmittel. 8. 6. 16.

46c, 21. K. 67542. Julius Kremp, Rodaun, Österr.; Vertreter: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Ventilatorantrieb für Kühler von Verbrennungskraftmaschinen. 14. 11. 18.

46d, 11. P. 37778. Wilhelm Pape, Charlottenburg, Weimarerstraße 8. Verfahren zum Betrieb von Dampfkraftanlagen mit Salzlösungen. 10. 5. 19.

46e, 5. F. 43378. Fabrik elektrischer Maschinen und Apparate Dr. Max Levy, Berlin. Besonders für militärische Kleinkraftstationen geeigneter Tretmotor. 2. 7. 18.

77h, 5. R. 43253. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Zwei- oder Mehrdecker-Flugzeug. 25. 5. 16.

77h, 5. R. 43868. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Eckverbindung für Flugzeuge mit geteiltem Holm. 26. 10. 16.

77h, 6. R. 43869. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Doppeldecker. 12. 3. 17.

77h, 5. R. 45136. Rumpler-Werke, G. m. b. H., in Lique, Berlin-Johannisthal. Verbindung zwischen Tragflächen und Rumpf. 7. 11. 17.

Ausgelegt am 1. 9. 19. Einspruch bis 1. 11. 19.

46c, 23. D. 34887. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Kühler für Explosionsmotoren. 29. 8. 18.

46d, 8. F. 43299. Adalbert Feldstein, Woltersdorfer Schleuse b. Erkner. Explosions-Gas-Erzeuger. 12. 6. 18.

Ausgelegt am 4. 9. 19. Einspruch bis 4. 11. 19.

42k, 29. D. 34775. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Vorrichtung zum Prüfen von Flugmotoren bei Unterdruck. 25. 7. 18.

46a, 9. K. 64628. Georg Künzler, Mannheim, Rosengartenstraße 3. Mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen. 25. 8. 17.

46a, 19. K. 65079. Dipl.-Ing. August Klein, Geislingen-Altenstadt, Lindenhof, Württ. Verbrennungskraftmaschine. 22. 11. 17.

46c, 14. S. 48957. Fa. Scintilla, Solothurn, Schweiz; Vertr.: S. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Unterbrecher für Motorenzündung. 17. 9. 18.

46c, 14. S. 48958. Fa. Scintilla, Solothurn, Schweiz; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Unterbrecher für Motorenzündung. 17. 9. 18.

77h, 9. W. 51156. Carl Wrona, Dortmund, Münsterstr. 48. Flugplatzbeleuchtung. 25. 7. 18.

77h, 10. K. 60083. Dr. Raimund Nimführ, Wien, und Jacob Knappich, Augsburg, Fröhlichstr. 8/II. Gleichgewichtssicherung für Flugzeuge. 3. 8. 14.

Ausgelegt am 8. 9. 19. Einspruch bis 8. 11. 19.

21a, 68. E. 23356. Nizameddin Echref, Kiel, Martinsdamm 14. Empfangseinrichtung für drahtlose Nachrichtenübermittlung. 30. 7. 1918.

46c, 14. B. 87703. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Polwender für die Unterbrecherkontakte von Batteriezündvorrichtungen. 25. 10. 18.

46c, 14. S. 47854. Fa. Scintilla, Solothurn, Schweiz; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123. Unterbrecher für Motorenzündung. 9. 2. 18.

46c, 14. S. 48978. Fa. Scintilla, Solothurn, Schweiz; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Motorenzündvorrichtung. 23. 9. 18.

46c, 28. B. 85732. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßelektromotor für Explosionskraftmaschinen. 5. 3. 18.

Ausgelegt am 11. 9. 19. Einspruch bis 11. 11. 19.

46c, 6. B. 85477. Metallbearbeitungsgesellschaft m. b. H. Fritz Altmann & Co., Berlin-Weißensee. Spritzvergaser für Verbrennungskraftmaschinen mit Haupt- und Nebendüse. 1. 2. 18.

46c, 28. B. 86506. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 1. 6. 18.

77h, 5. F. 43684. Anton Flettner, Berlin-Grunewald, Friedrichsruherstraße 33. Korrektionssteuer für Luftfahrzeuge u. dgl. 14. 9. 18.

77h, 5. Z. 10113. Eduard Zaparka, Wien; Vertr.: W. Zimmermann u. E. Jourdan, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Tragfläche. 5. 9. 17.

77h, 15. B. 82365. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen. Tropfenförmiges Profil für Luftfahrzeugbauteile. 31. 8. 16.

Ausgelegt am 15. 9. 19. Einspruch bis 15. 11. 19.
46a, 11. A. 29576. Claude de Albertis, London; Vertr.: Bernhard Petersen, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Verbrennungsmotor. 7. 8. 17. Großbritannien 10. 8. 16.
46b, 6. B. 89226. Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, A.-G., Mannheim. Verriegelung für die verschiebbare Steuerwelle von umsteuerbaren Viertakt-Verbrennungskraftmaschinen. 19. 4. 19.
46c, 7. L. 46635. Karl Lehman, Berlin-Friedenau, Kirchstraße 9. Zündölspritzvorrichtung für Schwerölverbrennungskraftmaschinen. 14. 5. 18.
77h, 6. S. 43852. Reinhard Mannesmann, Remscheid, Steuer-einrichtung für Flugzeuge mit mehreren Propellern. 30. 4. 15.
77h, 15. B. 86583. Bayerisches Hüttenwerk, Fritz Neumeyer, A.-G., Nürnberg. Bombenabwerfvorrichtung. 11. 6. 18.

Ertelte Patente.

Ab 1. 9. 19. bis 15. 9. 19.

42c, 4. 299136 *K*. Optische Anstalt C. P. Goerz, Akt.-Ges., Berlin-Friedenau. Visiervorrichtung für Luftfahrzeuge; gelöscht am 21. 8. 19. 18. 7. 14. O. 9233.
42c, 4. 306497 *K*. Richard Zimmermann, Hannover, Marienstraße 33. Zielvorrichtung für das Abwerfen von Geschossen aus Luftfahrzeugen; umgeschrieben auf Julius Blancke, Berlin-Charlottenburg, Bismarckstr. 115. 2. 7. 16. Z. 9674.
42c, 307675 *K*. August Nagel, Stuttgart, Alte Weinsteige 14. Vorrichtung zum Anzeigen der Längs- und Seitenneigung von Fahrzeugen. 11. 12. 15. N. 16060.
42c, 39. 298513 *K*. Oskar Meeßter, Berlin, Leipzigerstraße 110. Verfahren zur Feststellung der Fluglage und Flugrichtung eines Luftfahrzeuges. 14. 12. 15. M. 58898.
46a, 23. 305176 *K*. Ferdinand Porsche, Wiener-Neustadt; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben. 7. 2. 17. P. 35477. Österreich 24. 10. 13.
46c, 2. 310765 *K*. Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide. Frischölzuflußleitung für Explosionskraftmaschinen. 30. 11. 17. N. 17051.
46c, 26. 307677 *K*. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. Anlaßvorrichtung für umlaufende Zweitaktmotoren. 17. 1. 18. M. 62482.
46a, 28. 309220 *K*. Bauunternehmungen, G. m. b. H., Berlin. Verfahren zum Betriebe von Verbrennungskraftmaschinen. 17. 5. 17. B. 83367.

46b, 2. 301787 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit fächerförmig angeordneten Arbeitszylindern. 28. 7. 17. D. 33596.
46b, 2. 307656 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Steuerwellenantrieb für Kraftmaschinen mit mehreren Zylinderreihen. 8. 2. 18. D. 34182.
46b, 6. 299182 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Verbrennungsmotor, der sowohl im Zweitakt als auch im Viertakt gesteuert werden kann. 26. 5. 15. D. 31795.
46b, 6. 307689 *K*. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.-G., Augsburg. Einrichtung zur Umsteuerung von Verbrennungskraftmaschinen mit gegenläufigen Kolben. 28. 10. 17. M. 62022.
46b, Z. 308507 *K*. Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen-Akt.-Ges.), Aachen. Verfahren zum Bremsen von Kraftwagen mit Verbrennungskraftmaschinen. 24. 11. 17. M. 62138.
46b, 18. 301284 *K*. Gebr. Körting, Akt.-Ges., Linden bei Hannover. Vorrichtung zur Regelung des Einblasedruckes bei Verbrennungskraftmaschinen; gelöscht am 15. 10. 18. 12. 3. 16. K. 62029.
46b, 18. 308495 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Vorrichtung zur Regelung des Einblasedruckes bei Verbrennungskraftmaschinen für Propellerantriebe bei Schiffen. 1. 4. 17. D. 33345.
46b, 18. 315432. Gunnar Roos, Stockholm; Vertr.: Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Regelungsvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen mit Brennstoffpumpen. 9. 5. 17. R. 44494. Schweden, 23. 8. 16.
46c, 2. 305052 *K*. Otto Kurz, Wildpark bei Potsdam. Ölkühler für Fahrzeugmotoren; gelöscht am 23. 5. 19. 22. 2. 16. K. 61872.
46c, 4. 306342 *K*. Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstraße 171. Geschweißter Zylinder für Verbrennungsmaschinen. 15. 4. 17. R. 44413.
46c, 5. 298597 *K*. Johann Schütte, Charlottenburg, Steinplatz 2. Getriebeanordnung für Explosionskraftmaschinen mit sich drehender Kurbel und feststehenden strahlenförmig angeordneten Zylindern; gelöscht am 23. 5. 19. 27. 1. 16. W. 47440.
46c, 5. 307778 *K*. Alois Riedler, Charlottenburg, Berlinerstraße 171. Federnder Antrieb für mehrzylindrige Kraftmaschine. 13. 2. 17. R. 44215.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für LuftfahrtTelegrammadresse:
FlugwissenGeschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Auf Grund der Beratungen des Gesamtvorstandes ist die Zeit vom 11. bis 13. November 1919 in Berlin, Schöneberger Ufer 40, in den Räumen des Flugverbandhauses für die V. Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Aussicht genommen. Nähere Bekanntmachungen werden noch an dieser Stelle erfolgen. Es werden jetzt schon alle Mitglieder gebeten, die genauen Adressen bekanntzugeben, damit die Einladungen rechtzeitig verschickt werden können.

2. In der Leitung der Geschäftsstelle der W. G. L. ist eine Änderung eingetreten. Herr Hauptmann a. D. Krupp hat die Stelle des Geschäftsführers übernommen.

3. Neuaufnahmen:**a) Ordentliche Mitglieder:**

Dr.-Ing. Seehase, Berlin-Treptow, Elsenstr. 1.
Marinebaurat Besch, Reichsmarineamt, Luftfahrt-
abteilung, Berlin W. 10, Kaiserin Augustast. 38/42.
Obering. Karl Stahl, Friedrichshafen a. B., Seestr. 37.
Hptm. Oskar Brickenstein, Berlin-Friedenau,
Kaiser-Allee 79 a.
Dipl.-Ing. Kurt Müller, Zehlendorf (Wsb.), Mark-
grafenstr. 3.
Dipl.-Ing. A. König, Berlin W. 62, Kleiststr. 29 III.
Ing. Erich Osterland, Hannover, Kokenstr. 8 III.

b) Außerordentliche Mitglieder:

Otto-Werke G. m. b. H., München, Schleißheimer-
straße 141.

Örtzwerke Nordseewerft der Hansa- und Branden-
burgischen Flugzeugwerke A.-G., Neuhoß am
Reiherstieg bei Hamburg.

4. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserem Mitglied, Herrn Dipl.-Ing. W. Hatlapa,
Aachen, ist die Würde eines Dr.-Ing. verliehen.
Herr Madelung, Dessau, ist zum Dipl.-Ing. ernannt
worden.

5. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Roland Eisenlohr, Karlsruhe (Baden),
Jahnstr. 8.
Dr. Kurt Wegener, Hamburg-Groß-Borstel, War-
necker Weg 15.
Hptm. Krupp, Charlottenburg, Kaiserdamm 23 II.,
Eingang Stülpnagelstraße.
Hptm. Geerditz, Charlottenburg, Kaiserallee, Ecke
Waghäuselerstraße.
Prof. Dr. von Mises, Dresden, Liebigstr. 22.
Dipl.-Ing. Max Morin, Berlin W. 57, Yorckstr. 46.
Dipl.-Ing. G. Madelung, Dessau, Askanische Str. 105.
Dipl.-Ing. E. Kook, Köln-Ehrenfeld, Gutenbergstr. 130.
Dr. L. Heis, Göttingen, Friedländerweg 13.

6. Verstorben:

Fhr. von Lyncker, Berlin.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt

vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl und Dr.-Ing. F. Bendemann

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linien-Schiff-Leutnant a. D.
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTLINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

27. September 1919.

Heft 17 und 18.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Die Meßnabe und das Schwungrad des Motors. Von E. Everling. S. 181.
Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen. Von Dipl.-Ing. E. Kook, Cöln-Ehrenfeld, ehem. Referent beim S. V. K., Warnemünde. S. 183.
Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden. S. 185.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Von Dipl.-Ing. Alfred Staribacher. S. 189.
Gewerblicher Rechtsschutz. S. 193.
Bücher-Besprechungen, Persönliches. S. 196.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 196.

Die Meßnabe und das Schwungrad des Motors.

1. Mitteilung aus der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.¹⁾

Von E. Everling.

Unter den Einwänden, die auf dem flugtechnischen Sprechabend der W. G. L. am 23. April 1919 von Herrn Seppeler²⁾ gegen die Meßnabe³⁾ erhoben wurden, war der wichtigste: »Dem Motor muß sein Schwungrad erhalten bleiben.«

Da diese Anschauung die Entwicklung der Meßnabe seinerzeit verzögert hat und auch jetzt noch irrige Ansichten über deren Wert zu erwecken geeignet ist, so sei kurz untersucht, wie weit die Meßnabe die bekannte⁴⁾ Schwungrad-

wirkung der Luftschraube beeinflusst. An anderer Stelle soll die Erörterung ausführlicher gefaßt und auf Kupplungen, Zahnräder usw. ausgedehnt werden.

W. Hoff hat⁴⁾ gezeigt, daß die Ungleichförmigkeit eines vierstiefligen 100 PS Motors durch die Wucht der Luftschraube vom Trägheitsmoment 0,517 kgms² auf 1/180 herabgedrückt wird. Dazu tritt, wie bei jeder Kraftmaschine, die einseitig dämpfende Wirkung der Leistungsentnahme, hier des Luftwiderstandes, der mit dem Quadrat der Drehzahl zunimmt und Beschleunigungen der Schraube bremst, Verzögerungen dagegen verstärkt.

Dieser Luftwiderstand, den man gewöhnlich außer acht läßt, wird aber von wesentlicher Bedeutung, wenn zwischen Motor und Schraube ein bewegliches Glied eingeschaltet wird, wie bei der Meßnabe, denn dann schwingt die Schraube zwischen einem Meßdosenstößel und einem Anschlag frei hin und her, mit einem Spiel von rd. 5°. An Stelle der üblichen formschlüssigen Verbindung von Motor und Schraube tritt hier der Kraftschluß durch den Luftwiderstand. In folgendem wird bewiesen, daß diese Kupplung genügt, die Schwungradwirkung der Schraube sicherzustellen. Dazu wird untersucht, wie stark man den Motor verzögern darf, bis die Schraube sich infolge ihrer Trägheit entgegen dem Luft-

¹⁾ Unter Verwertung freundlicher Angaben von Herrn Professor K. Kutzbach.

²⁾ Diese Zeitschrift, Heft 9/10, Seite 112.

³⁾ Die Meßnabe der DVList beschrieben von W. Stieber, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei Bd. III, S. 221; Messungen damit vgl. E. Everling, TB Bd. I, S. 54.

⁴⁾ Vgl. W. Hoff, Jahrbuch der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Bd. I, 1912/13, Seite 224.

widerstand vom Stössel der Drehmomentmeßdose abhebt und frei schwingt oder gegen den Anschlag stößt. Dann muß das verzögernde Drehmoment mindestens gleich dem von der Schraube aufgenommenen Drehmoment sein,

$$\Theta \cdot \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \Theta \cdot \frac{d\omega}{dt} = -M = -M_0 \cdot \frac{\omega^2}{\omega_0^2} \quad (1)$$

wobei

Θ das Trägheitsmoment (mkgs²),

φ den Drehwinkel, $\omega = \frac{d\varphi}{dt}$ die Winkelgeschwindigkeit (s⁻¹),

M das von der Schraube aufgenommene Drehmoment (mkg),

M_0 dessen Wert für $\omega = \omega_0$

bedeuten. Durch Integrieren von (1) ergibt sich für die Abnahme der Winkelgeschwindigkeit der freilaufenden Schraube (Anfangswert ω_0)

$$\omega = \frac{\omega_0}{1 + \frac{M_0}{\Theta \omega_0} \cdot t} \quad (2)$$

also für die verhältnismäßige Abnahme der Winkelgeschwindigkeit infolge der Bremswirkung

$$1 - \frac{\omega}{\omega_0} = \frac{1}{\frac{\Theta \omega_0}{M_0} + 1} \quad (3)$$

Ersetzt man noch die Winkelgeschwindigkeit durch die übliche Umlaufzahl in der Minute n bzw. n_0 und führt Hoff's Zahlenwerte ein, so folgt:

$$1 - \frac{n}{n_0} = \frac{1}{\frac{\pi}{30} \cdot \frac{\Theta n_0}{M_0} + 1} = \frac{1}{\frac{\pi}{30} \cdot \frac{0,517 n_0}{45,6 t} + 1} = \frac{1}{\frac{n_0}{8,40 t} + 1} \quad (4)$$

insbesondere für die Grunddrehzahl $n_0 = 1200$ Uml./min

$$1 - \frac{n}{1200} = \frac{1}{\frac{10}{7t} + 1} \quad (5)$$

Dieser Wert stellt also die größte zulässige Schwankung der Drehzahl während der Zeit t dar, oberhalb deren ein Abheben der Schraube, also ein Aufhören der Schwungradwirkung, erfolgt. Danach darf für die Zeit zwischen den Zündungen zweier Zylinder,

$$t = \frac{60}{1200 \cdot 2} = \frac{1}{40} \text{ s,}$$

die Drehzahlschwankung höchstens 21 Uml./min betragen, in einer ganzen Sekunde, etwa beim Abdrosseln, höchstens 500 Uml./min.

Umgekehrt ergibt sich die Mindestzeit, die auf eine bestimmte Drehzahlverminderung verwendet werden muß, aus

$$t = \frac{\Theta \omega_0}{M_0} \left(\frac{\omega_0}{\omega} - 1 \right) = \frac{\pi}{30} \cdot \frac{\Theta n_0}{M_0} \left(\frac{n_0}{n} - 1 \right) = \frac{n_0}{8,40} \left(\frac{n_0}{n} - 1 \right) = \frac{10}{7} \left(\frac{1200}{n} - 1 \right) \quad (7)$$

Das Ergebnis zeigt die Tabelle:

Für die Drehzahlverminderung auf $n =$

= 1100 1000 900 800 700 600 500 400 300 200 100 Uml./min
sind mindestens erforderlich $t =$

= 0,13 0,29 0,48 0,71 1,02 1,43 2,00 2,86 4,29 7,15 15,7 s.

Wesentlich ist nun, ob diese Zeiten im gewöhnlichen Betrieb, beim Aussetzen eines Zylinders und beim Abdrosseln eingehalten werden, mit anderen Worten, ob die Verzögerungen der umlaufenden Motoren- und Meßabenteile stärker sind als die oben berechneten. Wendet man Gleichung (1) auch auf dieses Kurbelwellensystem mit dem kleinsten Trägheits-

moment Θ_m an, so folgt, daß kein Abheben¹⁾ eintritt, solange das Motordrehmoment M_m die Bedingung erfüllt

$$M_m > -M \cdot \frac{\Theta_m}{\Theta}; \quad (7)$$

denn die (nur bei negativem M_m auftretende) Verzögerung der Motorteile ist ja durch $\frac{M_m}{\Theta_m}$ gegeben.

Nun ist nach Hoff Θ_m ohne Meßnabe 0,020, mit Meßnabe ungünstig gerechnet 0,026 kgms², daher muß sein

$$M_m > -M \cdot \frac{0,517}{0,026} = -\frac{1}{20} \cdot M \quad (7a)$$

das heißt, es kann ein Druckwechsel bis zu $-\frac{1}{20}$ des ge-

wöhnlichen Drehmoments, hier bis zu $-\frac{45,6}{20} = -2,3$ mkg

zugelassen werden. Der tritt aber im gewöhnlichen Betrieb selbst beim normalen Vierzylinder-Motor nicht auf²⁾, geschweige denn beim Sechs- und Achtzylinder, bei denen auch die Massenverhältnisse noch günstiger liegen.

Wenn jedoch ein Zylinder aussetzt, so ist beim Vierzylinder ein starker, beim Sechs- und Achtzylinder ein geringer, erst beim Zwölfzylinder kein Druckwechsel mehr vorhanden. Bei dem ersteren, praktisch freilich weniger wichtigen, wird also ein Abheben jedenfalls, dagegen bereits bei den neuzeitlichen Sechs- und Achtzylinder-Motoren im allgemeinen nicht eintreten. Die Erfahrung hat das auch bestätigt.

Bei starkem Abdrosseln dagegen können bei allen Motoren so große Ansaugwiderstände auftreten, daß ein Abheben unvermeidlich ist. Im allgemeinen wird aber die Bedingung (7) eingehalten. Die Erfahrungen³⁾ mit der Meßnabe zeigen denn auch, daß sie gewöhnlich den ruhigen Gang des Motors nicht stört, nur beim raschen Abdrosseln klappert sie, und außerdem im Gleitfluge mit gedrosseltem Motor, wenn die Schraube mit der Motordrehzahl in Resonanz kommt. Bei gewöhnlichen Drehzahlen ist man jedoch von der raschen Eigenschwingung des Systems Schraube und Kurbelwelle und von den zugehörigen kritischen Drehzahlen hinreichend entfernt, wenn man eins beachtet:

Die Meßnabe ist nicht nur eine kraftschlüssige Mitnehmerkupplung, sondern auch eine elastische Kupplung. Je nach der Beschaffenheit des Öls, der Rohrleitungen usw. wird sie also einen gewissen Einfluß auf die Eigendrehzahl haben. In der Tat konnten in einem Falle³⁾ Erschütterungen durch Einbau weiterer Rohrleitungen vermieden werden. Die Resonanzgefahr ist also beim Einbau stets zu beachten, wie übrigens auch beim Bau von Motoren ohne Meßnabe.

Zusammenfassung: Jedes Meßgerät beeinflusst durch seine Anwesenheit den Vorgang, den es messen soll. Aufgabe der Meßkunst ist es, die Einwirkung möglichst herabzusetzen.

Bei der Meßnabe ist diese Forderung, jedenfalls im gewöhnlichen Betrieb, erfüllt, da sie bei anfänglichen Verzögerungen bis zu (in einem Beispiel)

$$\frac{dn}{dt} = -\frac{M_0}{\Theta} \cdot \frac{30}{\pi} = -840 \text{ Uml./min in 1 s} \quad (1a)$$

auf dem Stössel der Drehmomentmeßdose aufliegt, also die Schwungradwirkung der gewöhnlichen festen Schraube ergibt.

Bei Druckwechsel dürfen die negativen Drehmomente bis zu (in einem Beispiel) $1/20$ des Schraubendrehmomentes anwachsen, bevor Abheben eintritt. Das gestattet bei den gebräuchlichen Motoren im allgemeinen sogar das Aussetzen eines Zylinders, ohne daß die Schraube sich abhebt und ohne daß dem Motor sein Schwungrad genommen wird.

¹⁾ Von dem geringen Wege bis zum völligen Abheben, der die Verhältnisse noch etwas günstiger gestaltet, sei abgesehen.

²⁾ Vgl. z. B. O. Winkler, Entwerfen von leichten Benzinmotoren, insbesondere von Luftfahrzeugmotoren, Berlin W 62, 1914, S. 82 ff.

³⁾ Vgl. O. Enoch, Aufsatz erscheint im nächsten Heft dieser Zeitschrift.

Einfache Mittel zur Brennstoffersparnis bei Verkehrsflügen.

Von Dipl.-Ing. E. Kook, Köln-Ehrenfeld, ehem. Referent beim S. V. K., Warnemünde.

Ein großer Teil der Kriegsflugzeuge ist für den Flugverkehr ungeeignet, weil sie für bestimmte Kriegszwecke einseitig, z. B. auf Steig- und Höheneigenschaften, entwickelt sind und Verkehrsleistungen mit geringem Brennstoffaufwand nicht erzielen können. Letzteres stand nur im Vordergrund bei Flugzeugen, von denen, wie im Seeflugwesen, großer Aktionsradius verlangt wurde.

Die folgenden Ausführungen sollen zeigen, wie die vorhandenen, zu Kriegszwecken gebauten Flugzeuge durch einfache Mittel geringeren Brennstoffaufwand für den Flugweg erzielen können und dadurch für den Flugverkehr geeigneter werden. Sie gelten jedoch auch für die kommenden Sonderbauarten für Verkehrszwecke. Die angeführten Versuche sind beim Seeflugzeug-Versuchs-Kommando, Warnemünde, und, mit Ausnahme eines Teiles der unter 1 genannten, vom Verfasser durchgeführt.

I. Fliegen mit gedrosseltem Motor.

Durch Fliegen mit gedrosseltem Motor und allerdings geringerer als der höchstmöglichen Fluggeschwindigkeit kann der Benzinverbrauch für die gleiche Reisestrecke stark vermindert werden. Über die Größe dieser Ersparnis fehlten bisher genaue Messungen. Auch die Tatsache an sich ist den meisten Fliegern unbekannt. Sie fliegen zwar fast stets mit einem geringen Maß von Drosselung, jedoch nur zur Schonung des Motors. Möglichst weitgehende Ausnutzung dieses einfachsten Mittels zur Brennstoffersparnis kommt trotz der damit verbundenen Verringerung der Reisegeschwindigkeit für manche Verkehrsflüge in Betracht, z. B. bei Rückenwind und bei Flugreisen nach entlegenen Gegenden ohne schnelle Zugverbindung. Sie wäre durch Brennstoffprämien sicherzustellen.

Fig. 1 zeigt in Abhängigkeit von der veränderten Motor-(-Schrauben-)Drehzahl n aufgetragen, die Fluggeschwindigkeit V (gegenüber der Luft) und den stündlichen Benzinverbrauch B eines Seeflugzeuges, die bei sorgfältigem Horizontalfliegen in 500 m Höhe durch geeignete Verfahren gemessen wurden. Die Bildung der Werte $\frac{B}{V}$ ergibt den jeweiligen Brennstoffverbrauch b_R dieses Flugzeuges für 1 Reisekilometer (bei Windstille), Fig. 2; b , durch Gesamtgewicht bzw. Nutzlast des Flugzeuges dividiert, liefert die Verbräuche für 1 Gesamt- bzw. Nutzlasttonnenkilometer.

Nach den Versuchen sinkt b_R von der höchsten Drehzahl und Fluggeschwindigkeit ab mit deren Abnahme zunächst stark, — so daß bereits geringe Drosselung verhältnismäßig große Brennstoffersparnis bei mäßiger Geschwindigkeitseinbuße ergibt, — bis hinab zu jener Drehzahl und Fluggeschwindigkeit, mit der Horizontalflug noch eben möglich ist, und bei deren weiterer Verminderung das Flugzeug «durchsackt»; das ist für das untersuchte Flugzeug bei etwa $n = 1100$ und $V = 90$ km/h. Bis zu dieser Grenze wird jedoch aus Gründen der sicheren und bequemen Steuerfähigkeit nie herabgedrosselt, sondern nur bis zu einer, diese um ein gewisses Maß übersteigenden Geschwindigkeit (hier $n = 1200$, $V = 110$ km/h). An der unteren Grenze dieses «praktischen» Drosselbereiches ist — bei um 20 % geringerer Fluggeschwindigkeit — der Brennstoffverbrauch für 1 Reisekilometer 17 % geringer als bei «Vollgas» und Höchstgeschwindigkeit geworden, und diese Gesamtersparnis ergaben auch andere Flugzeuge.

Für die Wirtschaftlichkeit des Motors allein ist Drosselung von Nachteil, sein spezifischer Verbrauch b_s für die Leistungseinheit wächst mit abnehmender Drehzahl infolge der hiermit etwa in dritter Potenz abnehmenden Belastung ungefähr gemäß Fig. 2 (nach Standversuchen). Der Wirkungsgrad der Schraube erfährt bei Drosselung keine wesentliche Änderung, da nach Fig. 1 Drehzahl und Fluggeschwindigkeit annähernd proportional abnehmen. Das günstige Ergebnis ist also nur auf die Eigenschaften des eigentlichen Flugzeuges selbst zurückzuführen und muß seine Ursache darin haben, daß mit dessen abnehmender Geschwin-

digkeit auch sein Flugwiderstand geringer wird. Blicke er gleich, so würde die Motorleistung nur proportional der Geschwindigkeit abnehmen, der Schraubenzug und die für 1 km Weg erforderliche Arbeit aber dieselbe bleiben, ebenfalls der Brennstoffbedarf hierfür. Tatsächlich wird mit sinkender Geschwindigkeit der Brennstoffbedarf für 1 km Weg nach b_R , Fig. 2, geringer, und noch stärker als dieser muß — wegen der erwähnten, gleichzeitig schlechter werdenden Umsetzung des Brennstoffes in Motorarbeit — der Flugwiderstand W abnehmen.

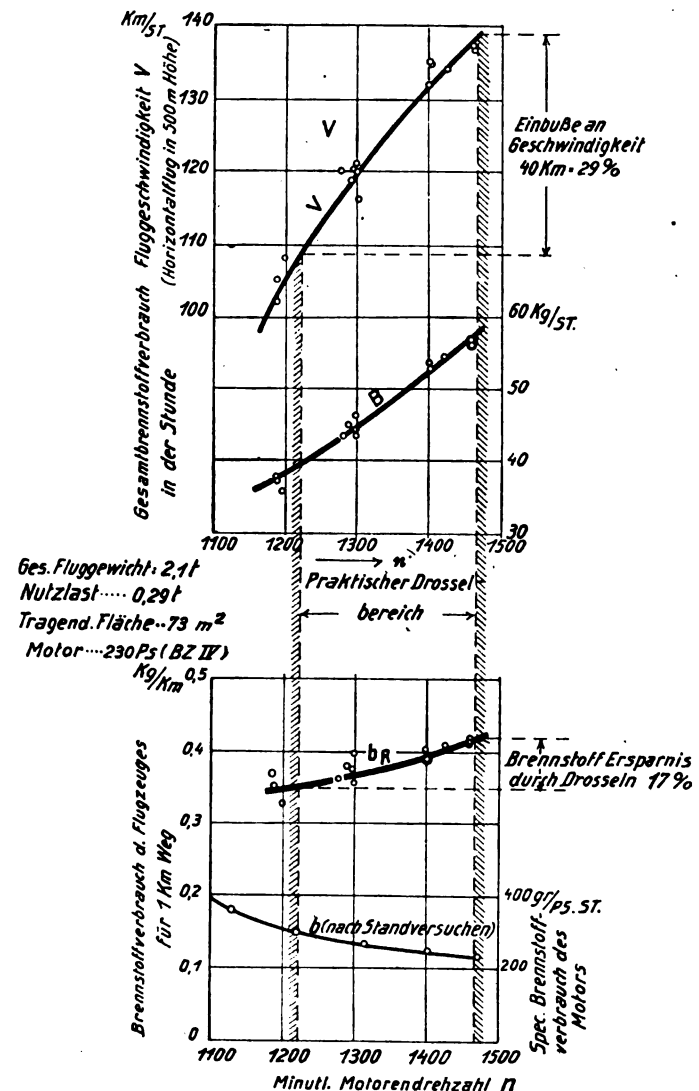


Fig. 1 und 2.

Geschwindigkeit, Gesamtbrennstoffverbrauch und Brennstoffverbrauch für 1 km Luftweg in Abhängigkeit von der Motordrehzahl bei Horizontalflug in 500 m Höhe.

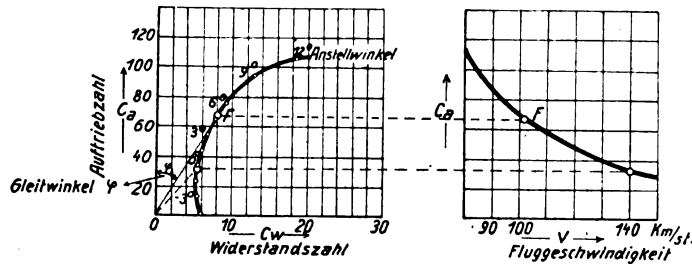
Dieses Ergebnis steht im Einklang mit den elementaren Erfahrungen der Aerodynamik. Bei Drosselung und verminderter Fluggeschwindigkeit würde der Luftwiderstand W , aber auch der Auftrieb A quadratisch mit dieser geringer werden, und das Horizontalfliegen nicht mehr möglich sein, wenn nicht gleichzeitig dem Flugzeug so viel mehr «Anstellung» gegeben würde, daß der Auftrieb derselbe bleibt. Hierdurch wird auch W wieder größer, ohne aber, wie A , denselben Wert wie bei ungedrosselter Geschwindigkeit zu erreichen; der «Gleitwinkel» $\varphi = \frac{W}{A}$ wird also günstiger.

Nach Modellversuchen hat jeder Tragflügel und auch jedes Flugzeug eine günstigste Anstellung f , Fig. 3, für welche der Auftrieb mit kleinstem Widerstand erzielt werden kann, also $\frac{W}{A}$ und φ in Fig. 3 ein Minimum hat. Jede andere

Anstellung ist ungünstiger. (Fig. 3 zeigt die Auftriebskurve in der bekannten Darstellung mit der dimensionslosen Auftriebszahl c_a , mit der:

$$A = c_a \cdot \frac{v^2}{2} \cdot F \cdot \frac{\gamma}{g} \quad (v \text{ hier in m/sek.});$$

mit abnehmenden c_a muß die Geschwindigkeit quadratisch zunehmen, damit der Auftrieb derselbe bleibt, Fig. 4.) Beste

Fig. 3 und 4.¹⁾

Auftriebs- und Widerstandsverhältnisse eines Modelldoppeldeckers.

Kraft- und Brennstoffausnutzung würde nun erreicht, wenn diese günstigste Anstellung für die Gebrauchsgeschwindigkeit, bei Verkehrsflugzeugen also für die Höchstgeschwindigkeit, zugrunde gelegt würde. Das ist jedoch aus dem Grunde unmöglich, weil alsdann bei kleineren Geschwindigkeiten für denselben Auftrieb nach Fig. 3 der Widerstand und Schraubenzug zunehmen müßte, langsames Horizontalfliegen mit gedrosseltem Motor wegen des hierbei abnehmenden Drehmomentes und Schraubenzuges überhaupt unmöglich wäre, und auch für Start und Steigen kein Kraft- und Leistungsüberschuß bliebe, ferner aus leicht ersichtlichen Gründen die kleinste Sinkgeschwindigkeit (bei f) für das Landen noch zu groß wäre. Beim Bau der Flugzeuge muß also für deren Höchstgeschwindigkeit eine geringere, ungünstigere Anstellung zugrunde gelegt werden, damit der Bereich der günstigsten Anstellungen — bei verminderter Geschwindigkeit — für das Steigen und Landen zur Verfügung steht. Hauptsächlich dieser Zusammenhang erklärt die Brennstoffersparnis für die Wegehenheit durch Drosselung.

Für Steigen und Landen, daher auch für Anstellungen nahe f sind nur begrenzte Geschwindigkeiten angängig, die bei schnellen Flugzeugen nicht wesentlich höher sein können als bei langsamen. Je größer daher die Höchstgeschwindigkeit eines Flugzeuges ist, um so ungünstigere Anstellungen im unteren Zweige der Kurve, Fig. 3, müssen benutzt werden. Aus diesem Grunde kann bei schnellen Flugzeugen

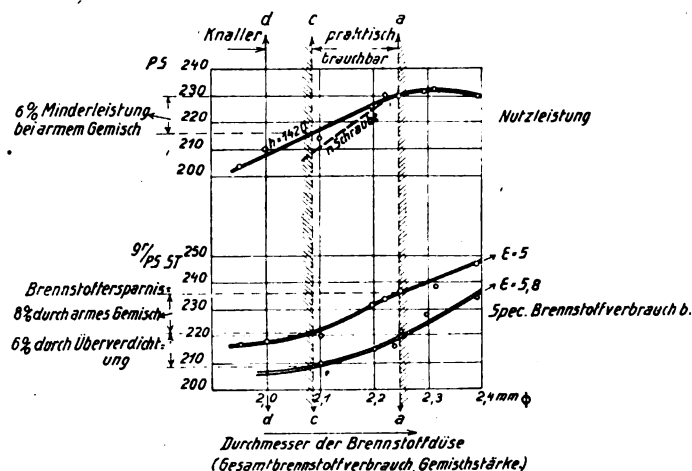


Fig. 5.

Einfluß der Größe der Brennstoffdüse (Gemischstärke) auf Leistung und spez. Benzinverbrauch, Einfluß der Überverdichtung auf letzteren beim Bz. IV-Motor Nr. 34 095.

¹⁾ Auftriebskurve eines Modelldoppeldeckers nach Munk und Molthan, Mitteilung 20 der Göttinger Modellversuchsanstalt für Aerodynamik.

Drosselbereich und mögliche Brennstoffersparnis größer als bei langsamen erwartet werden, allerdings bei größerer Geschwindigkeitseinbuße.

II. Einregelung des Vergasers auf sparsamsten Brennstoffverbrauch.

Die Mehrzahl der vorhandenen Flugmotoren sind mehr mit Rücksicht auf möglichst große Leistung als auf geringen Brennstoffverbrauch einreguliert. Das zeigen die Versuche, Fig. 5, bei denen nur die Größe der Brennstoffdüsen verändert wurde, während Motordrehzahl und Drosselöffnung, sehr angenähert daher auch die Luftfüllung, gleich blieb. Mit der Größe der Brennstoffdüsen wächst der Gesamtbrennstoffverbrauch und die Stärke des angesaugten Gemisches. Höchste Motorleistung wird erst etwa bei Düse a , also von einer gewissen Mindestbrennstoffzufuhr an, erreicht, und auf diese war der Motor von der Fabrik aus eingestellt. Größere Brennstoffzufuhr als diese bringt keine weitere Steigerung der Höchstleistung, da zur Verbrennung einer noch größeren Brennstoffmenge die angesaugte Luft nicht mehr ausreicht. Deshalb ist das Übermaß an Brennstoff verloren, was der schnell wachsende spezifische Verbrauch b für 1 PS anzeigt. Bei noch weiterer Übertreibung von Düsengröße und Brennstoffzufuhr wird die Höchstleistung aus hier nicht zu besprechenden Gründen sogar wieder verringert. Eine größere Brennstoffzufuhr, als der Düse a entspricht, kommt daher in keinem Falle praktisch in Betracht.

Dagegen ergeben kleinere Düsen als a eine wesentlich bessere Ausnutzung. Der Gesamtbrennstoffverbrauch nimmt ab, die Luftmenge bleibt gleich, das angesaugte Gemisch ist also verhältnismäßig luftreicher geworden. Bis zu einer gewissen Grenze wird hierbei dessen motorische Ausnutzung besser, schon allein, weil nunmehr die Verbrennung chemisch vollkommener werden kann. Der Brennstoffverbrauch für die Leistungseinheit fällt daher. Allerdings kann nicht mehr dieselbe Höchstleistung erzielt werden, da infolge der geringeren Gesamtzufuhr an Brennstoff nun auch weniger verbrannt wird trotz ausreichender Luftmenge. Die Leistung nimmt aber deswegen nicht so stark ab, wie die Brennstoffzufuhr, da, wie erwähnt, der Wirkungsgrad jetzt besser ist. Das Minimum des spezifischen Brennstoffverbrauches wird bei Düse d erreicht. Die Verkleinerung der Düsen darf jedoch praktisch nicht soweit getrieben werden, da alsdann die meisten Flugmotoren, zumal bei noch kaltem Motor und bei feuchter, kalter Witterung zu Knallern im Vergaser neigen, die hervorgerufen werden durch Entflammen der Neuladung beim Eintritt in den Zylinder durch die dann noch brennenden Rückstände, eine Folge der geringen Verbrennungsgeschwindigkeit der armen Gemische. Von der hierdurch gegebenen »Knallergrenze« muß man einen gewissen Sicherheitsabstand halten, so daß kleinere Düsen als c praktisch nicht anwendbar sind¹⁾.

Die Motoren der Kriegsflugzeuge sind nun meist auf Gemische für große Leistung und auf Brennstoffdüsen nahe a eingestellt. Durch ihre Umstellung auf solche niedrigen Verbrauches bei c ist eine Brennstoffersparnis bis etwa 8% erzielbar. Die Leistungseinbuße ist hierbei 9% wegen des gleichzeitigen Abfalls der Schraubendrehzahl, jedoch nur 6% bei Verwendung einer neuen, wieder die alte Drehzahl ergebenden Schraube. Bei den Motoren mit Überverdichtung ist es möglich, und meist auch zulässig, sie durch entsprechend vermehrtes Gasgeben ganz zu vermeiden.

Diese Umstellung auf ärmeres Brennstoffgemisch hat wegen dessen längerer Brenndauer eine größere Erwärmung des Motors, namentlich der Auslaßventile, zur Folge. Innerhalb des Bereiches a bis c hält sich diese aber in für die meisten Motoren zulässigen Grenzen.

Diese Umstellung kann erfolgen, ohne daß der Motor aus dem Flugzeug ausgebaut wird. Verbrauchsmehrungen sind dabei nicht erforderlich. Das Ziel wird erreicht, wenn die Düsen bei kaltem Motor zunächst schrittweise bis zur Knallergrenze verkleinert werden, für den endgültigen Gebrauch dann aber eine etwas größere als die für die Knallergrenze gefundene

¹⁾ Das Minimum des Brennstoffverbrauches liegt bei einem Gemisch mit etwa dem 1,2 fachen, die höchste Leistung (entsprechend Düse a) etwa bei der 0,8 fachen der chemisch erforderlichen Luftmenge (nach Strombeck, Untersuchungen an Automobilmotoren, »Ölmotor« 1913/14, und Neumann, Forschungsarbeiten, Heft 79.)

Düse verwandt wird, so daß der oben genannten Sicherheit Rechnung getragen wird.

Das Verhalten der Motoren mit Überverdichtung ist grundsätzlich dasselbe, Fig. 4. Die Einregulierung hat bei auf »Boden-gasleistung« gedrosseltem Motor zu erfolgen.

Für Benzin richtig einregulierte Flugmotoren sind nahezu in allen Fällen ohne weiteres auch für Benzol richtig ein-reguliert, wie sehr viele Versuche bewiesen haben.

Nach dem Vorstehenden ist ein Ziel für den Fortschritt die Anwendungsmöglichkeit der armen Gemische geringsten Brennstoffbedarfs ohne Knallergefahr. Auf die Wege hierzu kann nicht eingegangen werden. Des weiteren sind nach ver-gleichenden Versuchen die meisten Vergaser verbesserungs-fähig hinsichtlich der Durchmischung von Luft- und Brenn-stoff, die wesentlich ist für die die Erzielung niedrigsten Brenn-stoffverbrauches.

III. Überverdichtung.

Die meisten der vorhandenen Flugmotoren, wenigstens fast alle nach Ende 1917 gebauten, besitzen mehr oder weniger starke Überverdichtung zur Verminderung des mit zunehmen-der Flughöhe eintretenden Abfallens der Motorleistung. Nur weil hierbei infolge der geringeren Wärmeentwicklung die Temperatur der Wandungen des Verbrennungsraumes — außer-dem die der Außenluft — geringer wird, kann überhaupt ohne Frühzündungsgefahr eine Steigerung des Verdichtungs-verhältnisses angewandt werden. Der höhere Verdichtungs-grad bringt eine Verminderung des Brennstoffverbrauches und eine Vergrößerung des Mitteldruckes, jedoch kann letzteres nur von einer bestimmten Flughöhe an ausgenutzt werden. Am Boden und in den geringen für den Flugverkehr z. Z. in Betracht kommenden Höhen muß ein derartiger Motor so stark gedrosselt werden, daß die Erhitzung der Wandungen der hohen Verdichtung entsprechend niedrig bleibt.

Bei mäßiger Überverdichtung ($\epsilon \sim 5,8$) genügt meist Abdrosselung auf dieselbe »Bodenleistung«, die mit der nor-malen Verdichtung $\epsilon \sim 5$ bei Vollgas erreicht wurde. Stärkere Überverdichtung erfordert weitere Abdrosselung auf geringere Bodenleistung. Das ist bei Motoren für den Flugverkehr in geringen Höhen ein Nachteil, weil das Einheitsgewicht dadurch vermehrt wird, auch dann, wenn der Motor entspre-chend dem infolge des geringeren Mitteldruckes ebenfalls geringeren Höchstdruck »übermessen« gebaut ist. Im Gegen-satz zu der Leistungssteigerung bleibt der durch Überverdich-tung erzielte Vorteil des geringeren spezifischen Brennstoff-verbrauches auch in Bodenhöhe bestehen, trotz der Drosselung. Nach Fig. 4 wird bei Überverdichtung $\epsilon = 5,8$ eine Brennstoff-ersparnis von 6% erreicht gegenüber der normalen Verdich-tung, $\epsilon = 5$. Deshalb kommt auch für die Motoren des Flug-verkehrs Beibehaltung der Überverdichtung oder deren Neu-anwendung (durch höhere Kolben) in Betracht; jedoch nur bis zu einem gewissen, den oben genannten Wert nicht wesent-lich übersteigenden Betrage, was hier nicht näher begründet werden kann.

Nicht alle Motoren vertragen Überverdichtung oder wenigstens nicht gleich gut. Bei Bauarten mit mangelhafter Kühlung der heißesten Wandungsteile des Verbrennungs-raumes: Zündkerzen, Auspuffventile und Kolbenböden, kann die normale für Vollfüllung am Boden zulässige Verdichtung nur gering sein, gerade deshalb ist sie bei derartigen Motoren häufig bis an die Grenze gesteigert, bei der harte Verbrennung eintritt. Alsdann wird bereits geringe Überverdichtung nur durch so starkes Drosseln ermöglicht, daß ihre Anwendung praktisch nicht in Betracht kommt.

Die für den Flugverkehr überwiegend in Betracht kom-menden Benzolbrennstoffe sind hierbei unempfindlicher, da sie wegen ihrer höheren Selbstzündtemperatur und nied-rigeren Entflammgeschwindigkeit als Benzin an sich eine höhere Verdichtung vertragen.

Nachteile für die Betriebssicherheit hat nach den Kriegs-erfahrungen mäßige Überverdichtung nicht ergeben, und solche sind auch für den Flugverkehr nicht zu befürchten. Zur Ver-meidung unzulässiger Festigkeitsbeanspruchungen muß nur gefordert werden, daß auch nur vorübergehendes Geben von »Höhengas« über die Bodenleistung hinaus durch Sperrung unmöglich gemacht wird.

Eine gewisse Empfindlichkeit besitzen Motoren mit starker Überverdichtung nur gegen zu schnelles Stillsetzen des voll-belasteten erhitzten Motors. Bei dem letzten Auspendeln treten alsdann trotz abgestellter elektrischer Zündung schlag-artige Selbstzündungen auf, die ein Zurückspringen des Mo-tors und starke Beanspruchungen hervorrufen. Dies wird aber vermieden, wenn das Abstellen ordnungsgemäß erfolgt wie es für jeden Flugmotor geschehen müßte und auch meist geschieht, nämlich erst nach Leerlauf von einigen Minuten, nachdem der Motor langsam abgekühlt ist.

IV. Wahl einer für Horizontalflug geeigneten Luftschraube.

Viele Kriegsflugzeuge besitzen Luftschrauben mit mehr oder weniger einseitiger Eignung für Steigleistungen. Diese arbeiten im Horizontalflug ungünstig und vermehren hier-durch den Brennstoffaufwand.

Beim Steigen ist die Fluggeschwindigkeit viel geringer als beim Horizontalfluge, daher ebenfalls die Schrauben-drehzahl. Zur Erzielung größter Steigleistung wurden nun Schrauben angewandt, die bereits bei der hierbei niedrigen Geschwindigkeit nahezu die für den Motor höchst zulässige Drehzahl haben und dabei mit gutem Wirkungsgrade arbeiten. Im Horizontalfluge arbeiten diese mit einer sowohl für den Motorbetrieb als auch für den Schraubenwirkungsgrad un-günstig hohen Drehzahl. Mit Schrauben, die beim Horizontal-fliegen nur die höchste zulässige Motordrehzahl (ungefähr min. 1400 für Standmotoren) bei gutem Wirkungsgrade haben, wird, trotz der alsdann geringeren Motorleistung, größere Fluggeschwindigkeit und bessere Brennstoffausnutzung erreicht. Für den Flugverkehr sind daher nur derartige »Ge-schwindigkeitsschrauben« geeignet.

Zusammenfassung.

Durch Fliegen mit gedrosseltem Motor und verminderter Geschwindigkeit wird, abgesehen von Windverhältnissen, der Brennstoffbedarf für den Flugweg verringert, um so mehr, je stärker gedrosselt wird; nach Versuchen an Flugzeugen von geringer Höchstgeschwindigkeit beträgt bei Drosselung bis an die praktische Grenze der Steuerfähigkeit die Ersparnis 17%. Die Gründe hierfür werden hergeleitet.

Für die Motoren des Flugverkehrs ist, wegen der damit erreichbaren Brennstoffersparnis, Überverdichtung anzu-wenden.

Die meisten der vorhandenen Motoren lassen eine spar-samere Einregulierung des Vergasers bei nur geringer Lei-stungseinbuße zu.

Für den Verkehrsflug sind Geschwindigkeitsschrauben am wirtschaftlichsten.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

Die alte Schulmethode. — Die neue Schulmethode. — Geeignete Vorbetätigungen zum Fliegenlernen und Fliegen. — Ungeeignet-heit der empfindlichen Flugzeuge zum Schulen. — Eignung der Maschinen mit Eigenstabilität zum Schulen. — Mittel zur Er-reichung geeigneter Flugeigenschaften für Ausbildungsmaschinen. — Die Frage des Schüler- und Führersitzes. — Instrumente bei der Ausbildung und beim Fliegen. — Die Steuerung der Flugzeuge. — Konstruktives an Schulmaschinen im Vergleich zu anderen Flug-zeugen. — Die Unterweisung von Flugschülern außerhalb des flie-genden Flugzeugs. — Zu dem Verhältnis und dem Zusammen-arbeiten von Fluglehrern und Flugschülern. — Das Umschulen auf besondere Typen. — Über Höhenflüge. — Orientierung und Über-landflüge. — Nachtflüge. — Das Verhalten bei Wolken und Nebel. — Zwischenlandungen und Notlandungen. — Über Unfälle. — Vom sportlich betriebenen Fliegen. — Die Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeugs. — Um die nächste Zukunft.

Vielen begeisterten Anhängern des Flugwesens war es in den letzten Jahren vergönnt, als Militärflugzeugführer Erfahrungen über das Fliegenlernen und das Fliegen selbst in großer Menge zu sammeln. Jetzt sind die Reste des gesamten deutschen, früher so umfangreichen Militärflugwesens im Verschwinden begriffen. An die Stelle des Kriegsflugwesens wird in Deutschland, wenn auch vorläufig kaum einmal in

dessen vergangenen Umfange, mehr und mehr das Friedensflugwesen treten. Mit diesem Wechsel in den Aufgaben des Flugzeugs wird eine entsprechende Änderung in den Typen erforderlich und verbunden sein. Die Richtlinien hierfür haben die letzten Jahre gegeben. Die Art der Ausbildung neuer Flugzeugführer jedoch wird sich, sobald sie für die deutschen Fliegerschulen überhaupt wieder in Frage kommt, im wesentlichen ebenso wenig wie die Tätigkeit des fertig ausgebildeten Flugzeugführers ändern, wenn man von dem durch die Zeitverhältnisse bedingten Wegfall der kriegerischen Betätigung absieht. Deshalb behalten auch die bei der Ausbildung im Fliegen und bei der späteren fliegerischen Tätigkeit bisher gesammelten Erfahrungen für das entstehende Friedensflugwesen ihre Gültigkeit und ihren Wert. Dies gilt nicht nur für die Flugzeugführer, sondern ist ganz ähnlich auch für die Konstrukteure zutreffend. Eine Zusammenstellung derartiger Erfahrungen und Betrachtungen kann naturgemäß den erfahreneren Flugzeugführern und Konstrukteuren kaum noch Neues und nur eine gewisse Anregung bieten. Von Wert hingegen wird sie in erster Linie allen denen sein, die nur über eine kurze Praxis als Flugzeugführer verfügen oder denen das Fliegenkönnen vorerst noch Wunsch geblieben ist, sowie denjenigen, die am Flugwesen ein allgemeines Interesse nehmen.

Die alte Schulmethode.

Die alte Methode des Fliegenlernens war dadurch gekennzeichnet, daß die Ausbildung nicht sofort im fliegenden Flugzeug begann. Nachdem der Schüler zunächst in Lehrräumen und Werkstätten mit dem Flugzeug und seinen Eigenarten sowie insbesondere mit seinem Motor vertraut gemacht worden war, gelangte er schließlich in das Flugzeug auf dem Platz. Es begann dann eine Zeit, in der die Beherrschung der Maschine auf der Erde sowie die Handhabung des Motors erlernt wurden, bis der Schüler schließlich mit seinen Lehrer kurze, sprunghafte Flüge unternahm. Diese wurden nur sehr langsam ausgedehnt und erst nach einer längerer Ausbildung war es im allgemeinen dem Schüler möglich, eine Kurve zu fliegen.

Heute kommt für den Flugunterricht in den Fliegerschulen diese alte Methode nicht mehr in Betracht. Dies ergibt sich daraus, daß für die Flugschulen die Gründe fortgefallen sind, welche die frühere Art des Schulens erforderlich machten. Diese liegen außer in der allgemeinen Entwicklung der Flugtechnik zu jener Zeit besonders im Stande der damaligen Flugmotoren, deren Betriebssicherheit allgemein sehr zu wünschen übrig ließ.

Berechtigt bleibt die alte Schulmethode dann, wenn man das Fliegen ohne Lehrer erlernen will. Dieser Fall kann häufig eintreten, wenn jemand eine Maschine selbst konstruiert und gebaut hat und mit ihr fliegen will, ohne bereits Flugzeugführer zu sein. Da in diesen Fällen nicht nur das Fliegen zu erlernen, sondern gleichzeitig die Maschine einzufliegen ist, empfiehlt es sich, der sonst auftretenden, mehrfachen Schwierigkeiten wegen, vorher in einer Fliegerschule das Fliegen zu erlernen. Sieht man trotzdem hiervon ab und will man sein eigener Lehrer sein, so ist vor allem ein schrittweises Vorwärtsgen und genügend Vorsicht anzuwenden. Um ein derartiges Fliegenlernen mit möglichst wenig Gefahren für die Maschine und den Insassen zu verknüpfen, ist erforderlich, nächst der völligen Kenntnis von dem Betriebe des benutzten Motors die Maschine auf der Erde vollständig in die Gewalt zu bekommen. Erst dann kann man mit kurzen Sprüngen und Fliegen in gerader Richtung beginnen. Nicht eher, als man hierbei genügend Sicherheit, besonders im Landen, gewonnen und etwa erkannte Fehler in den Flugeigenschaften oder in der Konstruktion der Maschine beseitigt hat, gehe man an das Fliegen von Kurven, anfangs mit großem Radius, heran. Naturgemäß gestaltet sich ein derartiges, autodidaktisches Fliegenlernen und gleichzeitiges Einfliegen im allgemeinen langwierig und ist leicht mit Beschädigungen der Maschine verbunden sowie kostspielig. Immerhin ist diese Methode gegen die alte, die einem autodidaktischen Fliegenlernen oft sehr nahe verwandt war, heutzutage durch den Fortfall der Motorenschwierigkeiten von früher wesentlich leichter.

Die neue Schulmethode.

Der außerordentlich große Bedarf an Militärflugzeugführern während der Kriegsjahre machte gleich nach Kriegs-

beginn eine systematischere und schnellere Ausbildung der Flugschüler und damit einen allgemeinen Wechsel des Schulsystems erforderlich. Eine zeitlich scharfe Trennung zwischen alter und neuer Schulmethode ist jedoch ebenso wenig zu machen, wie die konstruktive Durchbildung des Drachenflegers und die Entwicklung des modernen Flugmotors nicht plötzlich, sondern stetig erfolgt ist. In einigen Punkten reicht daher die moderne Methode des Fliegenlernens in die letzte Zeit vor dem Kriege zurück. Die Anforderungen des Krieges brachten den endgültigen und völligen Bruch mit dem alten Schulsystem und den weiteren Ausbau sowie die Verallgemeinerung dieses beginnenden Wechsels im Schulsystem und damit die neue Methode des Fliegenlernens.

Ermöglicht wurde diese neben dem hohen Grad der allgemeinen Entwicklung der Flugtechnik, besonders der deutschen, in erster Linie durch das Vorhandensein genügend zuverlässiger Flugmotoren. Deutschland besaß bereits in der ersten Zeit des Krieges, hauptsächlich durch die befruchtende Wirkung des Kaiserpreis-Wettbewerbes von 1913 auf die Flugmotorenindustrie, in den bekannten Mercedes-, Argus- und Benzflugmotoren solche Maschinen, deren Betriebssicherheit mit derjenigen der älteren Flugmotoren nicht mehr zu vergleichen war. Die Stärke der Motoren für Schulflugzeuge bewegte sich heute etwa zwischen 90 und 120 PS; die der Motoren für Maschinen zum Umschulen auf die stärksten und leistungsfähigsten Flugzeuge beträgt 120 bis 180 PS. Als Hauptforderungen an einen zum Schulbetrieb besonders geeigneten Motor sind neben möglichst großer Betriebssicherheit große Widerstandsfähigkeit, große Einfachheit in der Konstruktion und Bedienung sowie übersichtliche Anordnung aller Teile zu nennen. Seit einiger Zeit sind zu den erwähnten Motoren noch die der Bayerischen-Motorenwerke sowie der 145 PS-Selve-Flugmotor zu nennen.

Das Kennzeichen der heutigen Schulmethode ist, daß die Ausbildung nach ganz kurzen Erläuterungen der allgemeinen Art sofort im fliegenden Flugzeug beginnt und daß der Lehrer mit seinem Schüler vom ersten Schulflug an volle Platzrunden fliegt. Sobald sich der Schüler an die neuen Eindrücke des Fliegens etwas gewöhnt hat, beginnt er, an den Steuern lose mitzufühlen. Allmählich läßt ihm der Lehrer in der selbständigen Handhabung der Steuer mehr und mehr Freiheit, bis auf diese Weise der Schüler gelernt hat, ohne Hilfe des Lehrers zu fliegen. Die Vorzüge dieser Methode liegen besonders darin, daß sich der Schüler niemals selbst überlassen bleibt, solange er die Maschine noch nicht tatsächlich beherrscht. Damit ist eine wesentliche Verringerung der Bruchmöglichkeiten sowie einer Schädigung des Schülers gesundheitlicher Art erreicht. Auch ist die durchschnittliche Ausbildungszeit eines Schülers geringer; die im Militärflugdienst über die mittlere Ausbildungszeit gemachten Erfahrungen sind nur dann richtig beurteilt, wenn man bedenkt, daß einen gewissen Teil der Militärflugschüler an der Beschleunigung ihrer Ausbildung nicht so gelegen war, wie es der Fall zu sein pflegt, wenn alle mit der Ausbildung verbundenen Zeitverluste und Kosten vom Schüler getragen werden müssen. Ein weiterer Vorteil der neuen Schulmethode ist vor allem darin gelegen, daß bei ihr die systematische Ausbildung einer größeren Anzahl von Flugschülern zu gleicher Zeit möglich ist und daß sie sich mit verhältnismäßig wenig Schulmaschinen und Fluglehrern durchführen läßt. Diese verschiedenen Vorzüge ergeben insgesamt eine wesentlich weniger kostspielige Ausbildung des Flugschülers.

Geeignete Vorbetätigungen zum Fliegenlernen und Fliegen.

Günstig beeinflusst wird das Fliegenlernen und Fliegen durch jede Betätigung, die den Körper gesund erhält und die mit dem Sport die Technik verbindet. In erster Linie gilt letzteres vom Kraftwagen- und Motorradfahren. Die dabei erworbenen Motorenkenntnisse sowie das bei diesen Betätigungen anerzogene Empfinden für Geschwindigkeiten sind vorzügliche Vorbedingungen für das leichte und sichere Erlernen des Fliegens. Gerade der Umstand, in den verschiedensten Situationen Geschwindigkeiten rein gefühlsmäßig gut abschätzen zu können, ist für das Beherrschen des Flugzeugs von außerordentlicher Bedeutung. Es ist jedoch davon abzuraten, etwa das Steuern von Kraftwagen besonders als Vorübung zum Fliegen zu erlernen, da nur eine längere Betätigung im

Kraftwagenfahren die angegebenen günstigen Bedingungen zur Folge hat.

In nichts stehen in dieser Hinsicht die Gebiete der Beschäftigung mit dem Kraftfahrwesen nach, die dem eigentlichen Flugwesen näher, dem Motorwesen nicht so nahe als das Kraftwagen- und Motorradfahren verwandt sind. Außer der Betätigung im Segelsport, die jedem neben dem Gefühl für die Geschwindigkeiten einen Einblick und eine gewisse Kenntnis von den Luftströmungen verschafft, kommen hierfür das Gleit- und Modellflugwesen in Betracht. Während das Gleitflugwesen eine dem Motorflugwesen in vielen Punkten sehr nahe verwandte, unmittelbar fliegerische Tätigkeit gestattet, deren Erfahrungen sich unter Berücksichtigung der Unterschiede zwischen Motor- und Gleitflugzeugen sehr gut beim Erlernen des Motorfliegens verwerten lassen, bietet das Modellflugwesen Gelegenheit, aus Beobachtungen am fliegenden Modell manches für das Fliegenlernen und Fliegen Wertvolle kennen und verstehen zu lernen. Besonders regen das Gleit- und Modellflugwesen dazu an, der wissenschaftlichen Grundlage der Flugtechnik und des Fluges sowie aller damit zusammenhängenden Fragen nachzuspüren. Hierdurch wird das Vertrauen zum Fliegen gefördert und eine sichere, besonders häufig bruchfreie Ausbildung zum Flugzeugführer erzielt. Durch die Beschäftigung dieser Art kann man dasjenige lernen, was anderen erst dadurch bewußt wird, daß sie durch Schaden klug werden müssen, der infolge der Eigenart des Fliegens oft sehr wesentlich ist. Die leider noch häufig in weniger eingeweihten Kreisen gefundene Auffassung vom Gleit- und Modellflugwesen ist der Vorbildenden Wirkung derselben für jede Betätigung im Flugwesen halber nicht begründet. Namen wie Baldamus, Windisch und besonders Udet sowie vieler anderer haben die Richtigkeit dieser Ansicht für alle offensichtlich erwiesen.

Ungeeignetheit der empfindlichen Flugzeuge zum Schulen.

Die Frage, ob sich für eine gründliche, schnelle und billige sowie gefahrlose Ausbildung im Fliegen besser die im Fluge empfindliche oder die weniger empfindliche, stabile Maschine eignet, ist nach den Erfahrungen der letzten Jahre zugunsten des Flugzeugs mit Eigenstabilität zu entscheiden. Von englischer Seite ist lange Zeit hindurch die Methode des Schulens auf empfindlichen Maschinen mit der Begründung vertreten worden, der Schüler lerne auf ihr am gründlichsten die elementaren Grundlagen des Fliegens und man brauche sonst nur noch ein Flugzeug, das auch selbsttätig landet, um den Flugzeugführer überhaupt ganz überflüssig zu machen. Bei einer derartigen Beurteilung der vorliegenden Frage ist nicht genügend berücksichtigt, daß es einerseits sehr leicht ist, von einer Maschine mit hoher Eigenstabilität allmählich auf eine sehr empfindliche mit geringem Trägheitsmoment umzuschulen und daß andererseits dem Gebrauchsflugzeuge der Zukunft ein größeres Trägheitsmoment eigen sein wird wie einem Teil der modernen Kriegsflugzeuge, bei denen die Flugleistungen wichtiger als die Flugeigenschaften waren. Bei den Flugzeugen des Friedens wird dies im Durchschnitt nicht der Fall sein. Berücksichtigt man diese Punkte und vergleicht man die Flugeigenschaften einer Maschine mit großem sowie die einer Maschine mit kleinem Trägheitsmomente, so ist ersichtlich, daß ein Schulen auf sehr empfindlichen Maschinen langwieriger, schwieriger und kostspieliger ist. In der letzten Zeit ist man daher auch in England und Frankreich von der Ausbildung der Flugschüler auf labilen Maschinen abgegangen und zum Schulen auf Flugzeugen mit Eigenstabilität übergegangen.

Eignung der Maschinen mit Eigenstabilität zum Schulen.

Die besondere Eignung des stabilen Flugzeugs zum Schulen ergibt sich aus der Wirkung ihres großen Trägheitsmomentes im Fluge. Während es mit einer auf Böen oder Steuerausschläge sehr stark und sehr schnell reagierenden Maschine bei einem Anfänger leicht eintritt, daß er sich der Ursachen der Bewegungen seiner Maschine sowie der Wirkung seiner Steuerbetätigung nicht unbedingt klar wird, hat der Neuling bei einem Flugzeuge mit großem Trägheitsmomente einerseits nicht mit einer ruckartigen Störung der Lage seines Flugzeugs zu rechnen und andererseits hat er genügend Zeit, die Wirkung seiner Steuerausschläge zu beobachten und sie weiter nach diesen Beobach-

tungen zu richten. Es ist in der Natur der Sache gelegen, daß der Schüler das instinktive Fliegen nicht bei den Schulflügen mit seinem Lehrer lernt, sondern daß er sich im allgemeinen dieses erst nach einiger Zeit selbständigen Fliegens aneignet. Auch ist von Vorteil, daß ein solches Schulflugzeug auf unfreiwillige, ruckartige oder sehr schnell korrigierte falsche Steuerausschläge so gut wie nicht reagiert. Die Nachteile einer Maschine mit hoher Eigenstabilität als Kriegsflugzeug werden für das Schulflugzeug zu Vorteilen. Bei geringerer Geschwindigkeit und Tragfähigkeit gestaltet sich besonders das Starten für den Schüler im Anfang einfacher, da er den zum Abheben des Flugzeugs vom Boden geeigneten Augenblick viel mehr abwarten muß und deshalb nicht zu befürchten hat, daß er sich unerwartet früh in der Luft befindet. Dies pflegt,



Fig. 1.

Dreistieliges Schulflugzeug der Deutschen Flugzeugwerke mit großer Eigenstabilität. Pfeilform, V-Form, Zanon-Flächen. 100 PS-Mercedes-Motor.

wenn es einmal vorkommt, für den Neuling nicht gerade von sehr beruhigender Wirkung zu sein, sondern meist zu einem vorzeitigen, unfreiwilligen Ende des Fluges zu führen. Daß eine träge Maschine und eine geringe Geschwindigkeit das Landen für den Anfänger leichter gestaltet und daß die Gefährlichkeit von Unfällen bei einer geringeren Geschwindigkeit ebenfalls geringer ist, kann auch von den Vertretern des Schulens auf feinfühligsten Maschinen nicht bezweifelt werden. Es geht daraus hervor, daß ein Fliegen mit Maschinen von hoher Eigenstabilität leichter, sicherer und billiger wird, solange ein jüngerer Führer damit fliegt, der noch nicht gewissermaßen im Unterbewußtsein die richtigen Steuerbewegungen ausführt, sondern vielmehr diese noch von Fall zu Fall überlegend handhabt, und daß sich aus diesen Gründen solche Maschinen vorzüglich zur Ausbildung neuer Flugzeugführer eignen.

Es soll hiermit jedoch nicht gesagt sein, daß die individuelle Veranlagung keinen Einfluß darauf habe, ob jemand besser auf feinfühligsten oder schwerfälligen Maschinen fliegen lernt, sondern eine Angabe für den Durchschnittsmenschen gemacht werden. Ob vielleicht die Entwicklung des feinfühligsten Flugzeugs und die Lehrmethode auf solchen, solange sie vertreten war, in Frankreich und die Entwicklung des schwerfälligen, automatisch stabilen Flugzeugs und die Schulmethode auf solchen Maschinen in Deutschland mit dem Nationalcharakter zusammenhängt, soll hier nicht näher untersucht werden. Es ist außerdem darauf hinzuweisen, daß jenes instinktive Fliegen nicht auf einmal eintritt, sondern daß das bewußte Fliegen mehr oder weniger schnell allmählich in dieses übergeht.

Als Beweis dafür, daß zum Fliegen auf feinfühligsten Maschinen, wie es die modernen Kampfeinsitzer sind, durchaus nicht nötig ist, auch auf ähnlichen Maschinen zu schulen, sei die Tatsache angeführt, daß in Deutschland in den letzten Jahren alle späteren Einsitzerflieger auf normalen Schulmaschinen ausgebildet worden sind. Eine kurze Zeit lang hat man auch in Deutschland versucht, auf labilen Maschinen zu schulen. Dies betrifft die Fockerdoppelsitzer mit Rotationsmotoren. Die damit gemachten Erfahrungen führten jedoch sehr bald wieder zur Aufgabe dieser Methode.

Mittel zur Erreichung geeigneter Flugeigenschaften für Ausbildungsmaschinen.

Maßgebend zur Erreichung der angegebenen Flugeigenschaften einer Schulmaschine ist die Ausbildung der Trag-

und Steuerflächen. Vor allem gilt es, ein genügend großes Längsträgheitsmoment zu schaffen. Hierfür steht neben der Verwendung größerer, horizontaler, an längerem Hebelarm wirkender Dämpfungsflächen die Anwendung der Pfeilform in Verbindung mit dem Prinzip der Neigungswinkeldifferenz zur Verfügung (s. ersteres auf Fig. 1, 2, 4; letzteres auf Fig. 1, 3). Statt der Pfeilform läßt sich eine Staffelung der Tragdecks verwenden, bei der das weiter vorn liegende Tragdeck den größeren Anstellwinkel besitzt (s. Fig. 14). Die Querstabilität wird für Schulflugzeuge auf dieselbe Weise hervorragend gelöst, wie es bei dem vor dem Kriege so verbreiteten Taubentyp der Fall war. Aus allgemeinen konstruktiven und aerodynamischen Gründen ordnet man jedoch nicht mehr besondere, aufgebogene Flächenteile an, sondern läßt den Anstellwinkel der Flächen nach außen abnehmen und die Verwindungsklappen ganz oder teilweise einen negativen Anstellwinkel

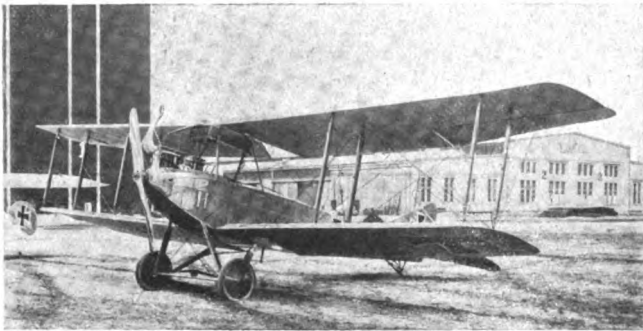


Fig. 2.

Albatros-Schulflugzeug (Alb. B IIa). Flächenschränkung, federnde Flächenhinterkante, geringe Landegeschwindigkeit. 120 PS-Argus-Motor.

annehmen. In geringerem Maße als auf die Querstabilität ist diese Anordnung auch auf die Längsstabilisierung von Einfluß (s. Fig. 1 bis 4). Zur Aufrechterhaltung der Querstabilität zeigen die ausgesprochenen Schulflugzeuge ferner eine stärkere Kielung der Tragflächen, als man sie bei Gebrauchsflugzeugen findet (Fig. 2, 5). Nicht selten bezieht sich diese hier auch auf das obere Tragdeck (s. Fig. 1, 2, 9). Für die Seiten- oder Richtungsstabilität weisen die Schulflugzeuge größere, senkrechte Stabilisierungsflächen auf (s. Fig. 1, 2, 15). Es muß darauf hingewiesen werden, daß diese Mittel zur Stabilisierung nicht ausschließlich bei Schulmaschinen, sondern teilweise auch bei einer Anzahl anderer Flugzeuge angewandt werden und daß sie bei Schulmaschinen nur vereinigt und besonders ausgeprägt zu werden pflegen.

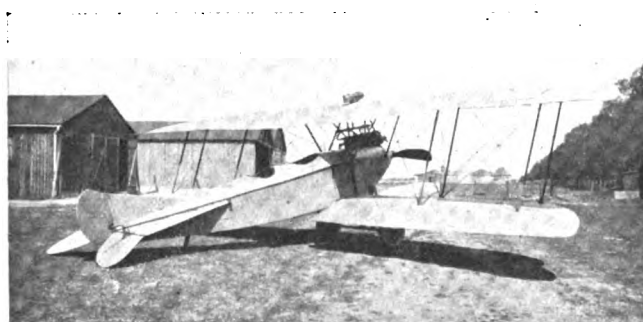


Fig. 3.

Doppeldecker der Deutschen Flugzeugwerke für größere Geschwindigkeit (150 PS-Benz-Motor), der im allgemeinen Aufbau der in Fig. 1 dargestellten Maschine entspricht und ebenfalls hohe Eigenstabilität besitzt.

Die Flugeigenschaften einer Maschine werden für das Fliegen bei unruhigem Wetter sehr durch die Anwendung einer in gewissen Grenzen federnden Hinterkante der Tragflächen gefördert. Diese können sich bei Böen dann der jeweiligen Belastung in ihrem hinteren Ende anpassen, was ein sehr weiches und ruhiges Fliegen auch bei weniger gutem Wetter

zur Folge hat. Besonders ist auch das Landen mit Maschinen, deren Tragdecks eine nachgiebige Hinterkante aufweisen, für den noch wenig erfahrenen Flugzeugführer leichter. Dadurch, daß sich der hintere Teil der Flächenkurve beim Abfangen, der entsprechenden Belastung nachgebend, einstellen kann, gelingt es mit einer so konstruierten Maschine dem Anfänger leichter, sogenannte Schwanzlandungen auszuführen. Diese haben den Vorzug, daß sie mit geringerer Geschwindigkeit, geringerem Auslauf und geringerer Gefahrenmöglichkeit erfolgen als Radlandungen. Besonders die Flächen der auf Fig. 2 und 9 dargestellten Albatros- und Rumplermaschinen sowie die der auf Fig. 1 und 14 dargestellten Maschinen der Deutschen Flugzeugwerke wiesen eine sehr federnde Hinterkante der Flächen auf.

Hinsichtlich der Steuerflächen ist bei Schulflugzeugen außer ihren durch die geringere Geschwindigkeit und das größere Trägheitsmoment bedingten größeren Ausmaßen zu bemerken, daß sich durch vor der Drehachse liegende Flächenteile ausbalancierte Steuer, die eine Entlastung der Steuerorgane im Führersitz und eine sehr leichte und schnelle Wirkung der Steuerausschläge zur Folge haben, bei Schulflugzeugen nicht oder nur in ganz beschränktem Maße finden. Von ihrer Verwendung bei Schulflugzeugen ist deshalb abzuraten, da für den Anfänger der Steuerdruck, den er an seinen Steuerorganen im Führersitz verspürt, sehr oft ein brauchbares Hilfsmittel zum Einschätzen der Geschwindigkeit und der Stärke der Steuerausschläge bildet. Auch ist die bei nicht ausbalancierten Steuern für den Durchschnittsanfänger oft leicht vorhandene Möglichkeit des Übersteuerens ausgeschaltet. Die Gefahr, die in einer Ermüdung durch einen dauernden Steuerdruck liegen kann, fällt für Schulflüge ihrer Art und Kürze wegen fort. Bei den modernen deutschen Schulmaschinen sind fast nirgends ausbalancierte Steuerflächen vorhanden. Nur die in Fig. 4 und 15 dargestellte Schulmaschine neuester Konstruktion der Luft-Verkehrsgesellschaft hat ein in genügendem Maße ausbalanciertes Seitensteuer.



Fig. 4.

Letztes Schulflugzeug der Luft-Verkehrsgesellschaft (LVG-B III) mit 120 PS-Mercedes-Motor und ausgeglichenen Seitensteuer sowie freitragenden Dämpfungsflächen.

Bei den als Beispielen in den versch. Fig. gezeigten Schulflugzeugen ist durch eine geschickte Vereinigung dieser verschiedenen Mittel eine Eigenschaft im Fluge erzielt worden, die für das Schulen nichts mehr zu wünschen übrig läßt. Es ist bei einem Teil dieser Maschinen ohne weiteres möglich, gut gespannte Exemplare in genügender Höhe freihändig zu fliegen, auch wenn es böig ist. Diejenigen Flugzeuge, welche zum Umschulen auf die Gebrauchsflugzeuge dienen, sind meist so konstruiert, daß gleichzeitig die Eigenstabilität etwas geringer und die Geschwindigkeit etwas erhöht wird (s. z. B. Fig. 3, 9). Die ebenfalls noch als Maschine zum Umschulen konstruierte, in Fig. 5 dargestellte Konstruktion der Germania-Flugzeugwerke ähnelt derjenigen moderner Frontflugzeuge schon sehr, weist aber trotzdem noch ein wesentlich größeres Trägheitsmoment als diese auf. Sie ist mit einem 180 PS-Argus-Flugmotor ausgerüstet. — Hinsichtlich des über den Steuerdruck als Hilfsmittel beim Fliegen Gesagten muß

darauf hingewiesen werden, daß dies naturgemäß nur beim Anfänger in Frage kommt und auch dort nur in geringem Maße, wenn der Steuerdruck durch Wachsen der Geschwindigkeit z. B. auch wächst. An ein eigentliches Fliegen nach dem Grade



Fig. 5.

Heimatsflugzeug der Germania-Werke zum Umschulen auf Frontflugzeuge und zur Beobachterausbildung. 180 PS-Argus-Motor.

der Steuerdrucke darf weder beim fertig ausgebildeten Führer noch beim Flugschüler gedacht werden.

Die Frage des Schüler- und Führersitzes.

Von weiterer grundsätzlicher Natur für das Erlernen des Fliegens ist die Frage, wie für den Schüler die günstigste Lage des Führersitzes ist. Dieser wesentliche Punkt ist allgemein dahin zu entscheiden, daß der Sitz des Schülers während der Ausbildung nicht zu wechseln ist und sich dort zu befinden hat, wo der Schüler seine ersten Alleinflüge machen soll. Die Berechtigung dieser Forderung ergibt sich daraus, daß sich der Schüler sonst bei der Ausbildung wechselnden sowie bei den ersten Alleinflügen in verstärktem Maße neuen Verhältnissen gegenüber sieht und nur schwer entscheiden kann, welche der auftretenden Erscheinungen ihm bereits bekannt sind und von ihm nur anders empfunden werden oder welche für ihn tatsächlich neuartig sind. Ein derartiges Verfahren verzögert die Ausbildung sehr und wird von Flugschülern, wenn es einmal angewandt wird, außerordentlich unangenehm empfunden. Die ersten Alleinflüge macht der Schüler zweckmäßig dort sitzend, wo das Fliegen für den Anfänger leichter und bei unplanmäßigem Verlauf eines Fluges weniger gefährlich ist, denn von dem Neuling kann auch nach dem ersten Alleinflug im allgemeinen ein gefühlsmäßiges und sicheres Fliegen noch nicht erwartet werden, und er lernt dies erst im Laufe der Zeit. Die Konstruktion der modernen Flugzeuge gestattet die Unterbringung entweder dicht hinter dem Motor in der unmittelbaren Gegend des Schwerpunktes oder dahinter in genügender Entfernung von dem vorderen Sitz. Befindet sich der Schüler hinter dem Schwerpunkt, also auf dem hinteren Sitz, so empfindet er die Bewegungen der Maschine und die Wirkung seiner Steuerausschläge wesentlich deutlicher, als wenn er ungefähr im Schwerpunkt säße, und hat besonders an dem vor ihm befindlichen Teil des Flugzeuges die Möglichkeit, mit den Augen die Lage seiner Maschine zum Horizont zu beurteilen. Da hierbei außerdem bei Stürzen, Überschlagen, sturzartigen Landungen wesentlich geringere Gefahr besteht, daß der Schüler sich nicht rechtzeitig aus dem Bruch befreien kann oder ihm von dem aus seinem Fundament bei derartigen Fällen nicht selten herausbrechenden Motor ernste Verletzungen zugefügt werden, ist für den Anfänger der hinten liegende Sitz der geeignetere. Nicht ohne praktischen Wert ist es auch, daß die Verständigung zwischen dem Lehrer und dem Schüler, die im Motorflug so gut wie ausschließlich durch eine Zeichensprache möglich ist, für den Schüler leichter und sicherer begreiflich ist, wenn er hinter seinem Lehrer sitzt. Die Möglichkeit, daß der Lehrer während des ganzen Fluges seinen Schüler dauernd beobachten kann, ist nicht erforderlich. Ein gelegentliches Beobachten des Schülers seitens des Lehrers ist ohne Schwierigkeiten auch dann möglich, wenn der Lehrer vor dem Schüler sitzt. Wollte man den Schüler vorn sitzend ausbilden und ihn der mit einem Wechsel seines Sitzes verbundenen Schwierigkeiten halber auch vorn sitzend die ersten Alleinflüge machen lassen, so wäre es erforderlich, jedesmal

das fehlende Gewicht des Lehrers durch Ballast auszugleichen, was den Schulbetrieb nicht leichter gestalten würde.

Wenn trotz alledem von einer gewissen Anzahl von Militärfluglehrern nicht immer nach diesen einleuchtenden Gründen verfahren worden ist, so läßt sich dies fast stets lediglich auf nicht berechtigte persönliche Rücksichtnahme zurückführen.

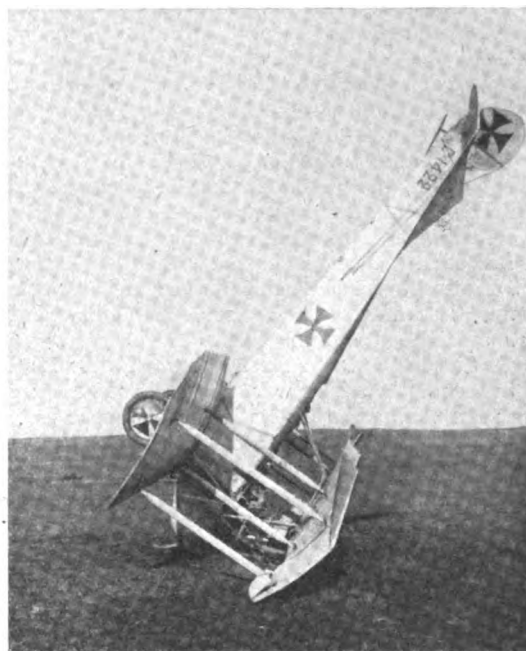


Fig. 6.

Typischer Bruch einer zum Umschulen benutzten Maschine (Typ Aviatik-C I). Der Motor ist in den vorderen Sitz hereingebrochen. Der hinten sitzende Führer blieb unversehrt.

Die Erfahrung hat bewiesen, daß der Durchschnittsschüler hinten sitzend lieber schult und hinten sitzend lieber und besser die ersten Alleinflüge erledigt. — Aus den Betrachtungen hierüber geht hervor, daß die kommenden Friedensmaschinen teilweise wohl wieder einen hinter dem Gastsitz befindlichen Führersitz aufweisen können, da die Voraussetzungen in Zukunft meistens fortfallen können, welche den vornliegenden Führersitz zur Folge hatten. Diese bestanden in den Forderungen, daß der Beobachter von seinem Sitz aus beste Beobachtungsmöglichkeit und günstigstes Schußfeld haben mußte. Vor allem wird bei hinten liegendem Führersitz erreicht, daß es auf die Lage der Maschine nicht von Einfluß ist, ob der Gastsitz besetzt oder leer ist. Dies erhöht die Einfachheit eines Flugbetriebes mit Doppel- oder Dreisitzern, gleichviel welchem Zweck er dient, außerordentlich. Die Gefahr, daß der Pilot bei hinten liegendem Sitz und bei böigem Wetter nach längerer Flugzeit infolge der häufigen Bewegungen, denen sein Körper ausgesetzt ist, in einen Zustand kommt, der ihn fluguntüchtig macht, liegt erfahrungsgemäß nicht vor. Die Urteile der früheren Beobachter sowie zahlreiche Dauerflüge bei hinten liegendem Führersitz haben dies bewiesen.

(Fortsetzung folgt.)

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

Zu Beginn des Weltkrieges hatte Italien mit Ausnahme der Anzanimotoren keine eigenen Flugmotortypen gehabt und war auch keine Firma bekannt gewesen, die bestrebt war, solche zu bauen. Als Italien dann für seinen eigenen Eintritt in den Krieg zu rüsten begonnen hatte, war die Ansicht, daß die Luftstreitkräfte im Kriege eine außerordentlich wichtige Rolle spielen, schon allgemein zur Überzeugung geworden, und man war daher in Italien vor der Notwendigkeit gestanden, schleunigst gute Flugzeuge zu beschaffen. Naheliegend war es nun

gewesen, daß man, speziell was die Flugmotoren anbelangte, zunächst daran ging, die schon erprobten deutschen Flugmotoren und von diesen in erster Linie den vorzüglichen 100 PS-Mercedesmotor nachzuahmen. Dies war jedenfalls das rascheste, billigste und am sichersten zum Ziele führende Verfahren. Und als dann später Italien an der Seite unserer Gegner in den Krieg getreten war, waren tatsächlich, abgesehen von deutschen und französischen Originalfabrikaten, die ersten erbeuteten Flugmotoren die 100 PS-Fiatmotoren, die bis ins kleinste Detail als getreue Kopien des deutschen 100 PS-Mercedesmotors zu bezeichnen waren. Später waren dann, von Motoren anderer als italienischer Herkunft, wie schon erwähnt, abgesehen, der 100 PS-Bianchi-Colombo- und der 240 PS-Fiatmotor gefolgt, die noch immer, und zwar der 240 PS-Fiatmotor mehr als der 100 PS-Bianchi, der ja doch immerhin mehrere originelle Details aufwies, dem deutschen 100 PS-Mercedesmotor nachgebildet, man möchte sagen nachempfunden waren. Zeitlich fiel dann zwischen das Auftauchen des 100 PS-Bianchi- und des 240 PS-Fiatmotors das Erscheinen des 160 PS-Isotta-Fraschinimotors, der im Gegensatz zu diesen Motoren als sehr originell zu bezeichnen war und den die italienischen Flieger selbst als ihren besten und zuverlässigsten Motor lobten.

Erst in der letzten Zeit war dann ein neuer Flugmotor italienischer Erzeugung an der italienischen Front erschienen. Es war dies der S. P. A. (Società Piemontese Automobili)-Motor, der außergewöhnlich einfach und ungewöhnlich leicht gebaut ist und bei 1600 Touren 200 PS leistet. Sein ganzer Aufbau erinnert ebenfalls an das Mercedes-Vorbild.

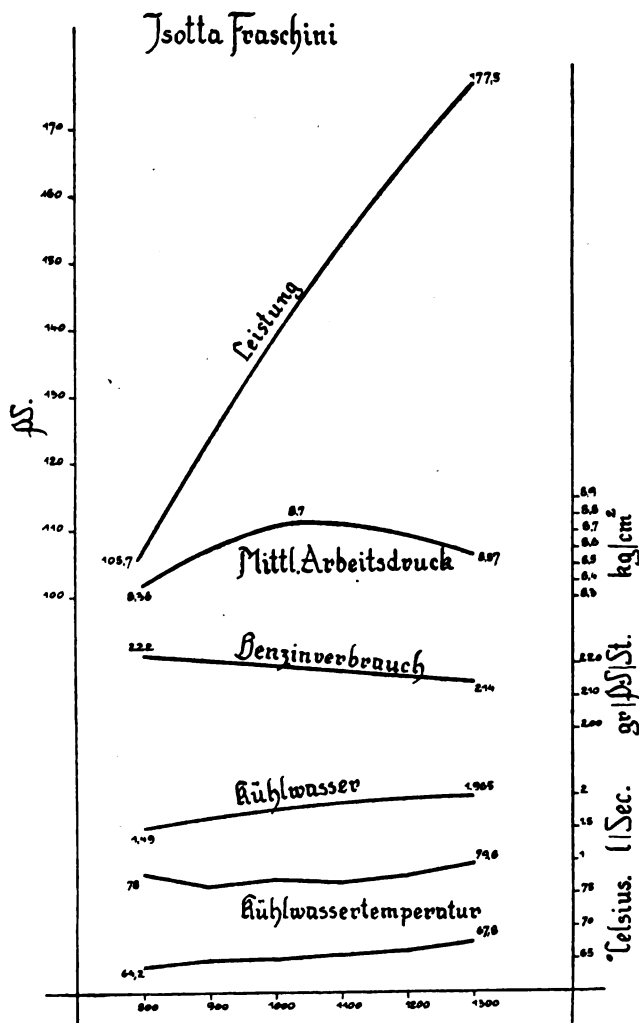


Fig. 1.

Im vorliegenden Artikel soll nun der 160 PS-Isotta-Fraschinimotor als der in jeder Beziehung interessanteste von den bekannt gewordenen italienischen Flugmotorentypen eingehend beschrieben werden.

Der Isotta-Fraschinimotor ist ein 6-Zylinder-, wassergekühlter Viertaktmotor mit oberliegender Steuerwelle und

paarweise gegossenen Zylindern, von denen jeder je ein Saug- und ein Auspuffventil besitzt. Er wurde erzeugt von der Firma Isotta Fraschini, die schon von früher her durch ihre Automobile bekannt ist, und in Lizenz von der Firma Franco Tosi in Legnano. Er ist in zwei äußerlich sehr ähnlichen, in der

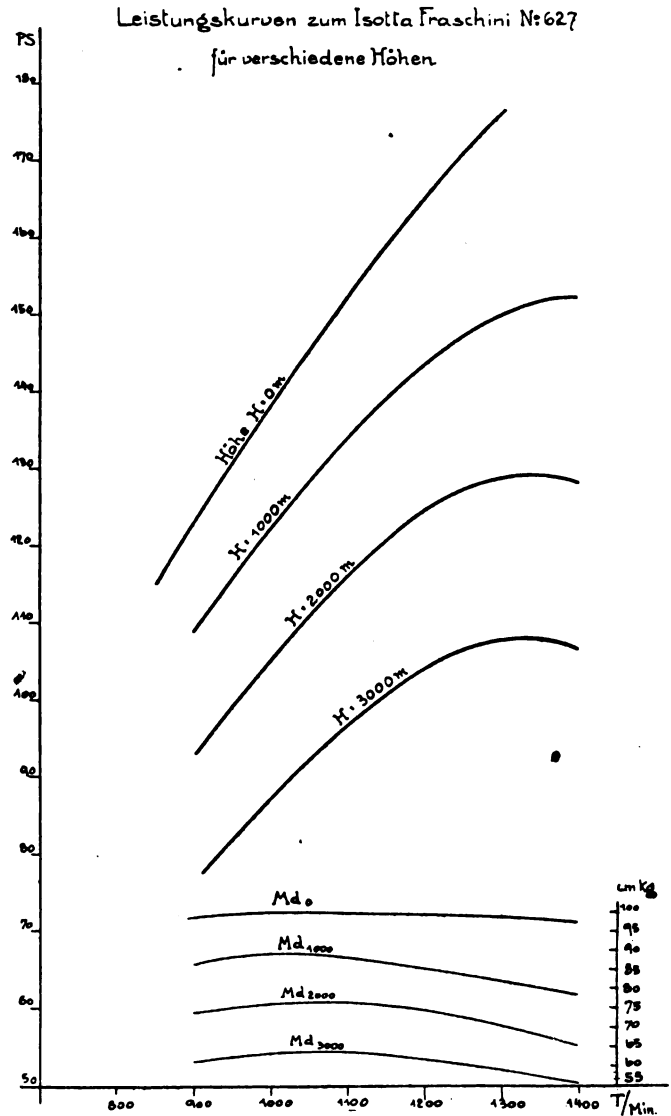


Fig. 2.

Konstruktion jedoch verschiedenen Ausführungsformen bekannt geworden, von denen im folgenden die eine als die ältere, die andere als die neuere bezeichnet werden soll. Leistung, maximale Tourenzahl, Gewicht und Brennstoffverbrauch der älteren Bauart konnten nicht festgestellt werden, da dieselbe nur in zwei nicht mehr bremsfähigen, schwer havarierten und verbrannten Exemplaren vorhanden war.

Die neuere Bauart wurde einem längeren Bremslauf unterzogen, und Fig. 1 gibt die dabei gewonnene Bremskurve, den Brennstoffverbrauch bei einem Benzin von 720 g/l spezifischem Gewicht, den mittleren Arbeitsdruck im Zylinder und die Kühlwasserverhältnisse. Wie die Bremskurve zeigt, leistete der wahrscheinlich etwas höher komprimierte Motor mehr als die Firma angibt und vertrug bei einem späteren Lauf auch anstandslos statt 1300 Touren 1400 pro min bei Vollast und einem Lauf von ca. 2 Stunden.

Weitere wichtige Daten über den Motor gibt nachstehende Tabelle:

- Bohrung 130 mm.
- Hub 180 mm.
- Literleistung bei Vollbelastung 12,4 PS/l.
- Hubvolumen $v_1 = 2369 \text{ cm}^3$.
- Mittleres Kompressionsvolumen $v = 583 \text{ cm}^3$.
- Verdichtungsverhältnis $\frac{v + v_1}{v} = 5,1$.

Kompression in v. H. vom Hub 24,5.

Verhältnis Kurbelradius : Pleuelstangenlänge $\frac{r}{l} = 0,25$

Maximale Kolbengeschwindigkeit 12,63 m bei 1300 Touren

Mittlere Kolbengeschwindigkeit 7,8 m bei 1300 Touren.

Mittlerer Arbeitsdruck 8,57 kg/cm² bei Vollast und 1300 Touren.

Desaxierung 0 mm.

Mittlerer Durchmesser des Einlaßventiles 56,5 mm.

Mittlerer Durchmesser des Auslaßventiles 56,5 mm.

Ventilhub an der Nocke 9 mm.

Maximale Vorzündung in v. H. vom Hub: 6 v. H.

Des Interesses halber sei auch erwähnt, daß mit dem Motor Höhenversuche durch Drosselung des Vergasers vorgenommen wurden, deren Resultat aus Fig. 2 ersichtlich ist.

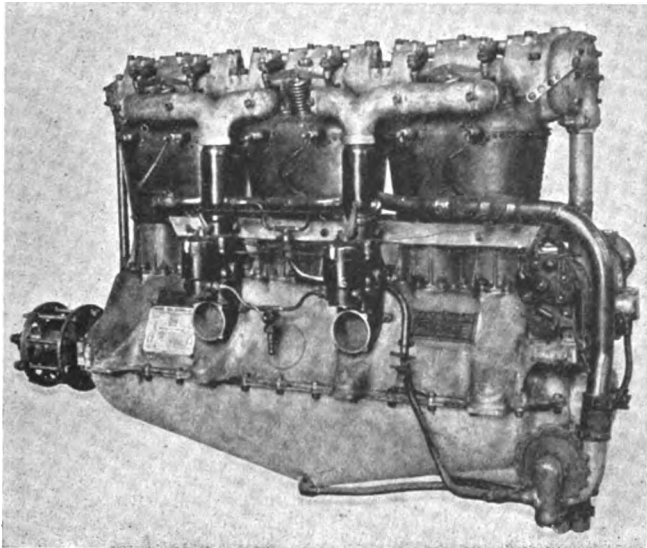


Fig. 3.

Im folgenden sei nun das Konstruktive des Isotta-Fraschinimotors an Hand der photographischen Abbildungen und der Konstruktionszeichnungen beschrieben.

Den fertig montierten und einbaufähigen Motor zeigen die Fig. 3 u. 4 in Ansicht von Vergaser und Auspuffseite und

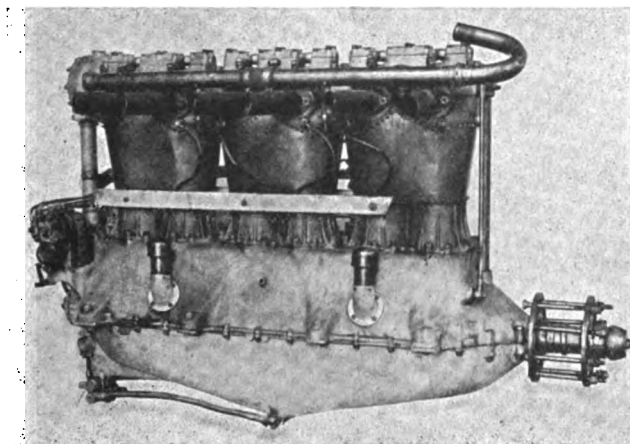


Fig. 4.

die Zusammenstellungszeichnung XXI Pos. 81 zum Teil in Ansicht, zum Teil im Schnitt. Wie aus diesen Abbildungen zu ersehen ist, bilden die Zylinder und die sehr originelle Steuerung das Auffälligste des Motors.

Die Zylinder, deren Aufbau aus den Konstruktionszeichnungen I und II und den Abbildungen Fig. 5, 6 u. 7 zu ersehen ist, sind in Gußeisen gegossen. Wahrscheinlich ist aber das Material nicht gut schweißbar, so daß die Konstrukteure des Motors zu dem etwas ungewöhnlichen Mittel gegriffen haben, die Kühlmäntel mit einer Unzahl kleiner Schrauben am Zy-

linder zu befestigen, ein Verfahren, das auch beim Bianchi-Colombomotor und einigen englischen Flugmotoren angewendet ist. Die übrigen italienischen Flugzeugstandmotoren besitzen Stahlzylinder, deren Mäntel aufgeschweißt sind.

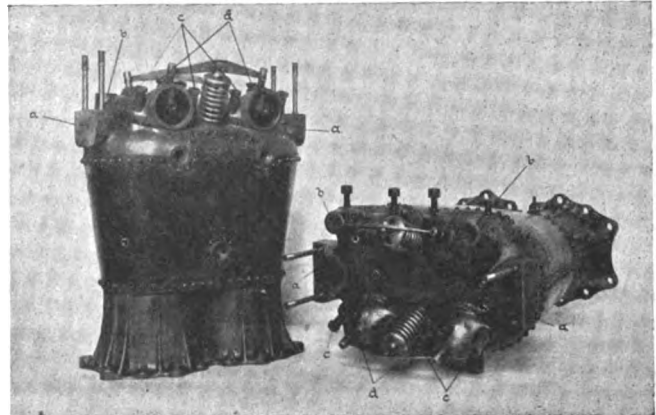


Fig. 5.

Die Ausführung des Zylinders in Guß ergibt neben der außerordentlichen Billigkeit in Material und Bearbeitung noch andere Vorteile. Zunächst die sehr schöne und günstige Kugelform des Explosionsraumes, wie es Fig. 7 zeigt, dann die geradezu ideale Führung der Frisch- und Abgase bei den Ventilen, wie es aus Fig. 6 u. 7 ersichtlich ist, und durch die scharfe Richtungswechsel der Gasströme vermieden werden. Ein weiterer Vorteil ist die gute Kühlung des Auspuffkrümmers (siehe Fig. 7) und seiner Ventilschaftführung und die durch die aufgeschraubten, vorher in die entsprechende Form gepreßten Kühlmäntel sich ergebenden großen Kühlwasserquerschnitte. Außen sind am Zylinderkopf besondere, zwecks Gewichtersparnis hohle Angüsse (Fig. 5, a) vorgesehen, die

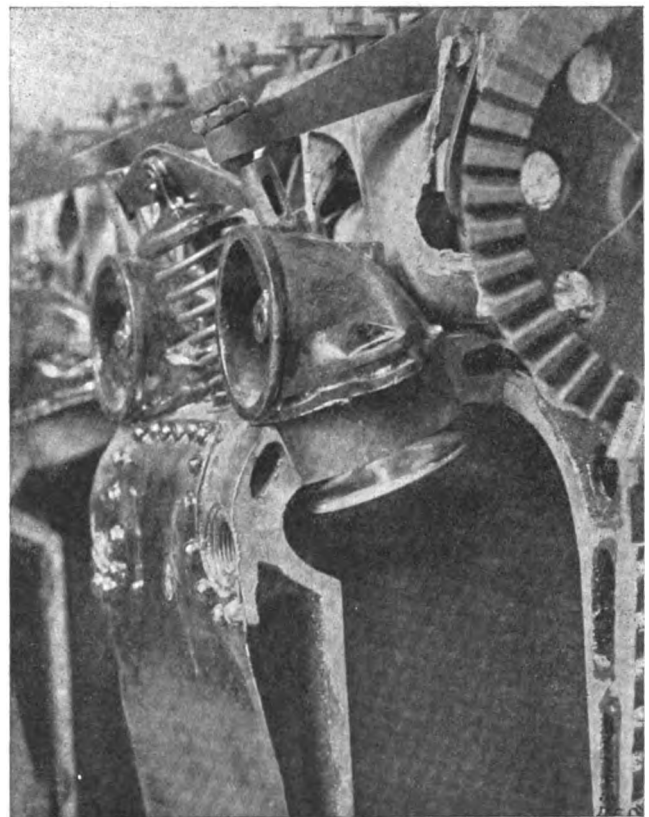
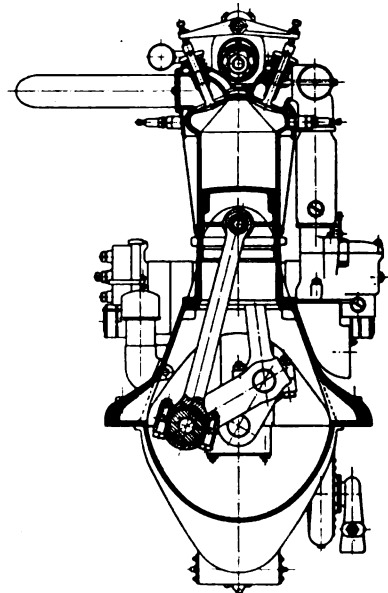
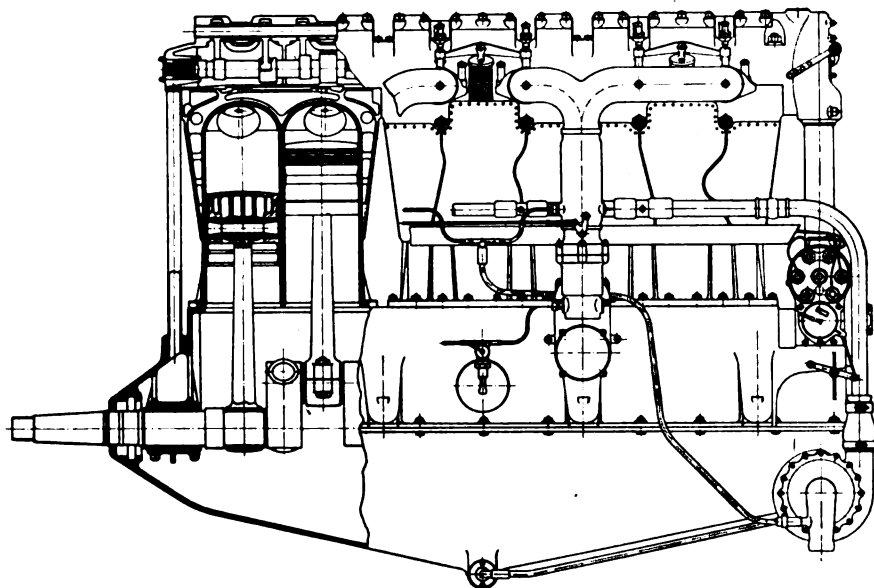
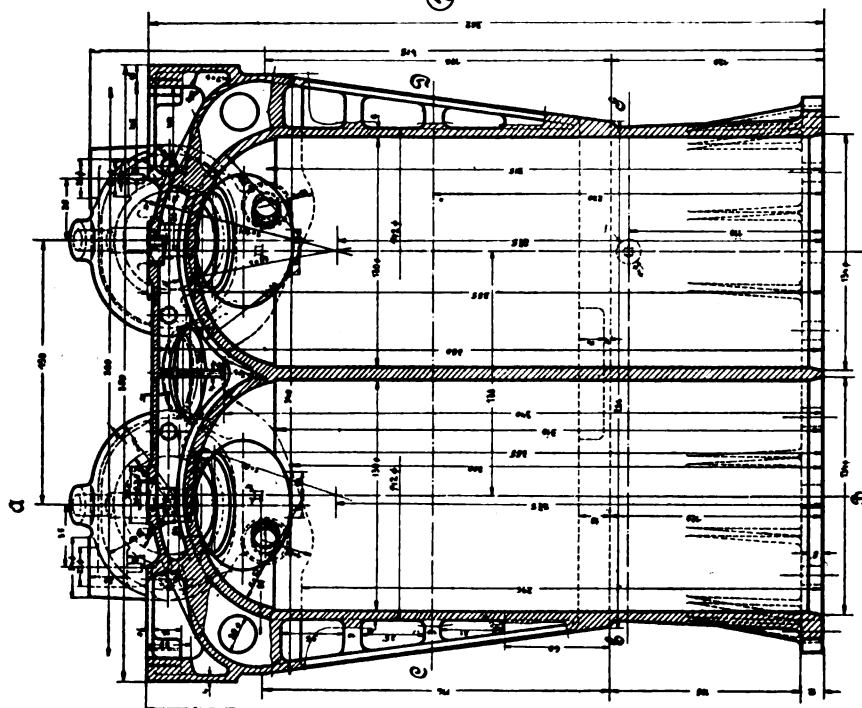
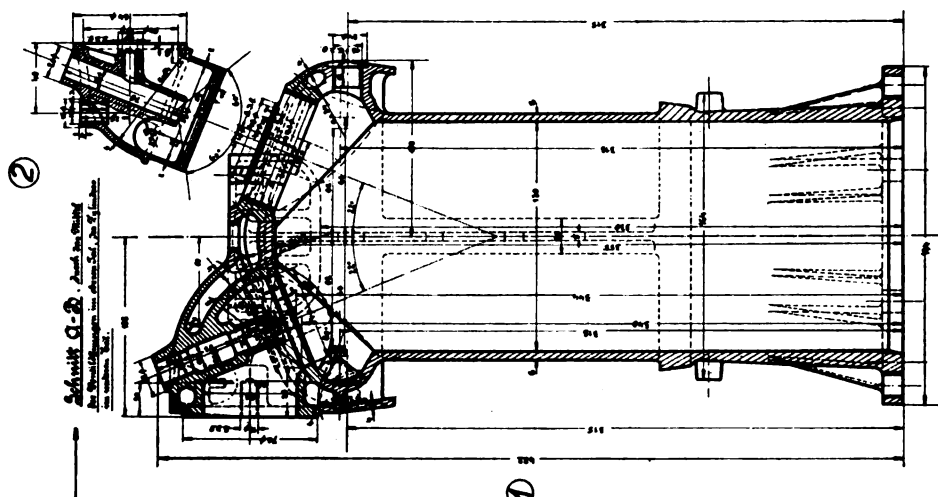
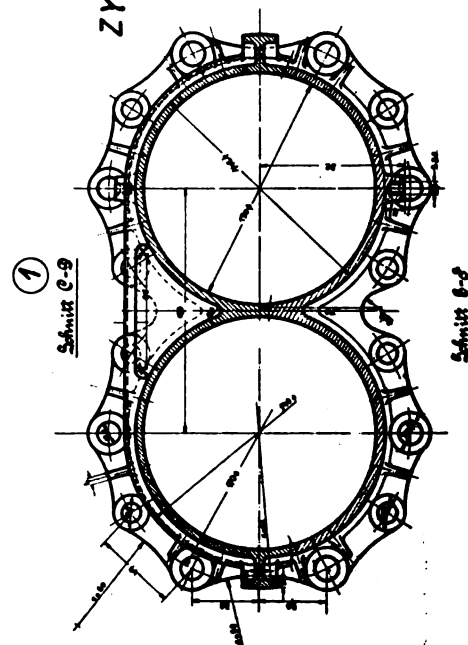


Fig. 6.

eine vorzügliche Lagerung des Steuerwellengehäuses und gute Distanzierung der Zylinderköpfe gewährleisten. Die Auspuffkrümmer sind mitgegossen und besitzen an ihrem obersten Punkt die Kühlwasserausflußöffnungen (Fig. 5, b). Besondere

150/160 P.S. / SOTTA - FRASCHINI.M. 2-5

Zeichn. XXI.

ZYLINDER DES ISOTTA FRASCHINI
MOTORS 150/160 PS

Zeichn. I.

Führungsbüchsen für die Ventilschäfte sind nicht vorhanden. Die Saugventilkappen Zeichn. I Pos. 2 sind ebenfalls gegossen, jedoch mit zwei Schrauben (Fig. 5, c) am Zylinder befestigt. Dadurch ist es möglich, sowohl Saug- als auch

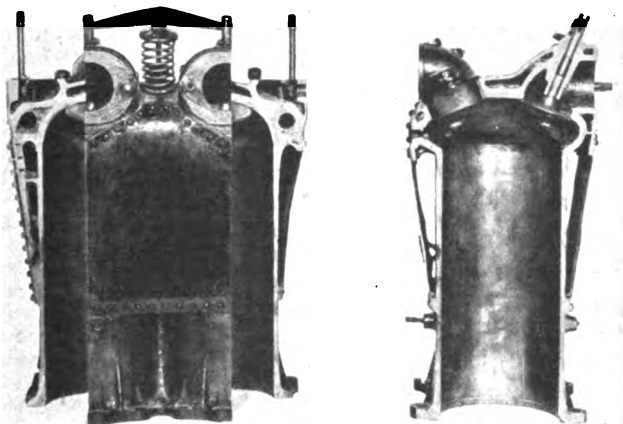


Fig. 7.

Auspuffventil zu demontieren, ohne auch den Zylinder vom Gehäuse zu lösen. Es wird dann nur die Saugkappe samt dem Ventil losgeschraubt, worauf auch das Auspuffventil durch die entstandene Öffnung durchgezogen werden kann. Einspritzhähne in den Zylinder sind nicht vorhanden, doch sind

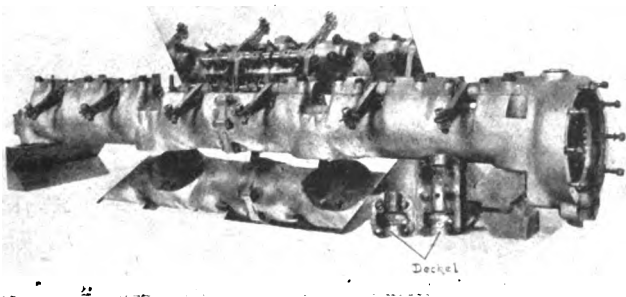


Fig. 8.

mit einer Kugel verschlossene Öffnungen in der Saugkappe (Fig. 5, d) vorgesehen, durch die Benzin auf die Saugventilteller gespritzt werden kann. Unten am Flansch besitzt der Zylinder zwischen den Zylinderbefestigungs-Schraubenbo-

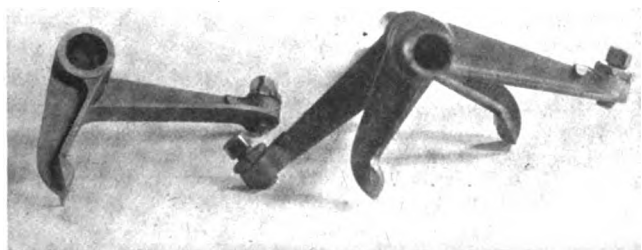


Fig. 9.

runge Versteifungsrippen. Die Zylinder der älteren und neueren Bauart sind nicht verschieden, vorausgesetzt, daß die jetzt nicht mehr meßbaren Kompressionsräume des älteren Modells nicht größer waren als die des neueren.

Sehr originell ist bei dem Isotta-Fraschinimotor die Durchführung der Steuerung. Sämtliche Schwing- und Nockenhebel (Zeichn. III, Pos. 6) eines Doppelzylinders sind auf einer gemeinsamen, über der Nockenwelle liegenden Hohlwelle (Zeichn. III, Pos. 4 u. 5) drehbar, jedoch ohne Bronzebüchsen, gelagert. Die Hohlwellenstücke selbst werden zwischen dem Steuerwellengehäuse und dessen Deckeln (Fig. 8, Zeichn. IV,

Pos. 11 bis 15) festgeklemmt. Beim älteren Isotta-Fraschini hatten die Schwinghebel Winkelpol (Fig. 9), beim neueren haben sie prismatischen Querschnitt (siehe Fig. 8) und sind daher etwas steifer. Schwing- und Nockenhebel sind, wie die beiden Abbildungen zeigen, samt der gemeinsamen Nabe aus einem Stück. Nockenhebelrolle ist nicht vorhanden, und der Nockenhebel gleitet nur mit einer besonderen, gut polierten Gleitbahn auf der Nocke. Die Schwinghebel des neueren Isotta-Fraschini wurden chemisch, mechanisch und metallographisch untersucht, und hierbei ergab sich folgendes:

Chemische Zusammensetzung:

Kohlenstoff	0,14 v. H.
Silizium	0,22 v. H.
Chrom	0,91 v. H.
Mangan	0,54 v. H.
Nickel	1,95 v. H.
Phosphor	0,013 v. H.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus dem Gewerblichen Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Dauer des Patentschutzes in Frankreich.

Um die Dauer des Patentschutzes, insofern die Verwertung bzw. wirtschaftliche Ausnutzung durch den Krieg gehemmt wurde, zu verlängern, hat nach dem »Bulletin« vom 24. Juli die Regierung in Übereinstimmung mit der Commission du Commerce et de l'Industrie der Kammer ein Gesetz ausgearbeitet, demzufolge Patente, die bis zum 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren, sowie Patentanmeldungen, die zwischen dem 1. August 1914 und dem 1. August 1919 eingereicht wurden oder zur Erteilung führten, um die gleiche Zeitdauer verlängert werden, während welcher die Inhaber der Patentrechte an deren Verwertung während des Kriegszustandes verhindert waren. Außerdem sieht der Entwurf noch eine besondere Verlängerung von 1 bis 3 Jahren für solche Inhaber von Patentrechten vor, die länger als zwei Jahre mobilisiert oder deren Fabriken usw. zerstört oder sonst betriebsunfähig waren. Die Entscheidung über die Anträge, welche die Patentinhaber bei der Präfektur ihres Wohnsitzes einzureichen haben, liegt in den Händen des Office national de la Propriété industrielle. Gleichzeitig ist jedem Nichtinhaber, welcher während des Krieges abgelaufene Patentrechte wirtschaftlich ausnutzte, Straflosigkeit zugesichert. In diesem Falle soll auch die weitere Verwertung, wenn sie im erheblichen Umfang erfolgt ist, nicht untersagt werden können. (Nachricht für Handel, Industrie und Landwirtschaft vom 15. August 1919.)

Patent-Anmeldungen.

- Ausgelegt am 18. 9. 19. Einspruch bis 18. 11. 19.
- 42c, 6. F. 43777. Jean Furrer, Murten, Schweiz; Vertr.: R. Hering, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Neigungsmesser mit Kreisel für Flugzeuge. 8. 10. 18. Schweiz 21. 8. 18.
- 42c, 6. H. 76242. Gotthilf Heeb, Stuttgart, Eberhardstr. 65. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. 24. 2. 19.
- 46a, 19. J. 18840. Imhoff Motor Co., A.-G., Interlaken, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. Zweitakt-Explosionsmotor. 4. 7. 18. Schweiz 4. 7. 17.
- 46a, 25. N. 17094. Nationale Automobil-Gesellschaft, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide. Verfahren zur Vermeidung von Selbstzündungen beim Abstellen von überkomprimierten Explosionskraftmaschinen. 24. 12. 17.
- 46c, 2. M. 62922. Motorenfabrik Oberursel, Akt.-Ges. Oberursel i. T. Vorrichtung zum Vorwärmen des Frischölzuflusses zu kreisenden Zündkraftmaschinen. 2. 4. 18.
- 46c, 26. B. 85512. Bayerische Motoren-Werke, Akt.-Ges., München. Einspritz- und Entspannungsventil für Explosionskraftmaschinen. 8. 2. 18.
- 46c, 28. B. 86101. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßelektromotor für Explosionskraftmaschinen; Zus. z. Anm. B. 85732. 16. 4. 18.
- 46c, 28. B. 87596. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Mechanisch und elektrisch betätigter Schalter für elektromotorische Anlaßvorrichtungen bei Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Anm. B. 86101. 11. 10. 18.
- 46c, 30. S. 47684. Friedel Sydekum, Hannover. Schall-dämpfer für Motoren. 14. 1. 18.
- 46d, 8. V. 13692. Washington Baker Vanderly, Oakland Californ., U. S. A.; Vertr.: Bernhard Petersen, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. Auslaßventil von Explosionskammern. 30. 12. 16.

77h, 5. B. 82428. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H. in Lindau-Reutin i. B. und Dipl.-Ing. Claudius Dornier in Friedrichshafen a. B. Flugzeug. 11. 9. 16.

77h, 5. R. 43222. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug. 13. 5. 16.

77h, 5. R. 44298. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Steuerruderlagerung für Flugzeuge. 12. 3. 17.

77h, 5. R. 44299. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Querspant für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 276941. 12. 3. 17.

77h, 5. Z. 10095. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., u. Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin. Flugzeug. 23. 8. 17.

77h, 6. R. 47008. Hans Reißner, Berlin-Wilmersdorf, Wiltelsbacherstraße 18. Stellspindelantrieb für verstellbare Propeller. 10. 1. 19.

Ausgelegt am 22. 9. 19. Einspruch bis 22. 11. 19.

46b, 6. B. 85301. Josef Becker, Wallersheim bei Koblenz. Anlaßsteuerung für Gaskraftmaschinen. 13. 1. 17.

46c, 14. L. 43614. C. Lorenz, Akt.-Ges., Berlin-Tempelhof. Vorrichtung zur Erzeugung des Zündfunken bei Explosionsmotoren. 6. 11. 15.

Ausgelegt am 25. 9. 19. Einspruch bis 25. 11. 19.

46a, 30. R. 42504. Rastatter Hofherdfabrik Stierlin & Vetter, Rastatt. Getriebe für Zweitaktverbrennungskraftmaschinen. 27. 10. 15.

46c, 18. G. 46303. Erich Gabriel, Siegen i. Westf., Frankfurterstraße 2. Kühlvorrichtung für umlaufende Sternmotoren. 21. 2. 18.

46c, 21. J. 19365. Hans Jung, Frankfurt a. M., am Leonhardstor 25. Einfüllstutzen für Explosionsmotoren-Kühler. 15. 5. 1919.

46c, 23. K. 67457. Josef Weyand, Staaken, u. Heinrich Krautschneider, Schlachtensee, Friedrich-Wilhelmstr. 60. Kühler für Explosionskraftmaschinen. 25. 10. 18.

77h, 15. L. 46062. Carl Lutz, Dresden-Gruna, Heynathstr. 7. Geländetaster; Zus. z. Pat. 303810. 14. 1. 18.

Zurücknahme von Anmeldungen.

46b, D. 32867. Umsteuervorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 1. 19.

46b, L. 44964. Vom Knüppelsteuer-Handgriff aus zu betätigende Vergaserdrosselung für die Motoren von Flugzeugen. 14. 1. 18.

Veröffentlicht 18. 9. 19.

77h, O. 10018. Munitionsbehälter für auf einem Drehring kreisbeweglich im Flugzeug gelagerte Maschinengewehre. 17. 4. 19

Veröffentlicht 25. 9. 19.

46a, C. 26260. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit sich drehenden Zylindern. 10. 2. 19.

46a, W. 41909. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit im Arbeitskolben verschiebbarem und durch eine Feder belastetem Hilfskolben. 13. 7. 14.

46b, S. 44702. Steuerung für Viertaktmotoren. 26. 5. 19.

77h, K. 65375. Hemmschuh für Flugzeuge. 14. 4. 19.

Erlteilte Patente.

46c, 7. 299053 *K*. Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen, Bezirk Trier. Einspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 7. 15. W. 46761.

46c, 13. 305110 *K*. Otto Wensky, Berlin-Pankow, Hartwigstraße 107. Vorrichtung zur Brennstoffzuführung. 11. 5. 16. W. 47871.

46c, 13. 306419 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Brennstoffzuführung für Motoren. 5. 2. 1918. D. 34168.

46c, 13. 310036 *K*. Max Bucherer, Berlin-Reinickendorf, Scharnweberstr. 108. Vorrichtung zum Zuführen und Zerstäuben des Brennstoffes für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern; Zus. z. Pat. 301729. 21. 6. 14. B. 77697.

46c, 14. 303897 *K*. Moritz Rang, Frankfurt a. M., Spohrstraße 45. Regelvorrichtung für einen magnet-elektrischen Zündapparat. 2. 4. 14. R. 40310.

46c, 14. 307795 *K*. Dr. Max Strobel, Frankfurt a. M., Morgensternstr. 18. Zündstromverteiler für Explosionsmotoren. 3. 3. 18. St. 31053.

46c, 14. 315407. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Druckknopfkurzschlußvorrichtung für mehrere Zündapparate. 7. 5. 18. B. 87280.

46c, 14. 315445. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Unterbrecher für elektrische Zündmaschinen von Motoren; Zus. z. Pat. 246227. 11. 2. 16. B. 81062.

46c, 14. 315450. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündungs- und Beleuchtungsschalter für Kraftfahrzeuge. 20. 2. 17. B. 83345. V. St. Amerika 15. 3. 16.

46c, 19. 299042 *K*. Vulcan-Werke Hamburg und Stettin, A.-G., Hamburg. Kolbenkühlung für Verbrennungskraftmaschinen durch Posaunenrohre. 30. 7. 13. V. 11870.

46c, 23. 306321 *K*. Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Kühlanordnung für eine Motoranlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern. 5. 6. 17. A. 46744.

46c, 23. 307178 *K*. Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt, bei Berlin. Kühlanordnung für eine Motorenanlage von mehreren Flugzeugmotoren mit Einzelkühlern. Zus. z. Pat. 306321. 4. 11. 17. S. 47356.

46d, 11. 305668 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlung von Kraftmaschinen mit innerer Verbrennung durch schwersiedende Kühlmittel. 6. 8. 15. M. 58324.

46d, 11. 315451. Gasmotorenfabrik Deutz, Köln-Deutz. Beseitigung des störenden chemischen Einflusses von Motorauspuff. 28. 9. 18. G. 47215.

21a, 36. 315663. Siegfried Jahnke, Hannover, Königstr. 41. Nebengeräuschfreie Fernsprecheinrichtung für Führer und Beobachter von Flugzeugen. 13. 11. 17. J. 18460.

42c, 20. 299618 *K*. Dr. Joseph Frings, Aachen, Rochusstraße 51. Vorrichtung zum Bestimmen und Messen der Höhen, der Entfernungen und der Geschwindigkeiten von Luftfahrzeugen; Zus. z. Pat. 299617; gelöscht am 22. 10. 18. 6. 8. 15. F. 40137.

46b, 16. 300667 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft Stuttgart-Untertürkheim. Verfahren zur Regelung des Brennstoffluftgemisches in Verbrennungskraftmaschinen. 25. 7. 15. D. 31921.

46c, 4. 298503 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen. 27. 4. 15. D. 31728.

46c, 4. 298515 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Stahlzylinder für Explosionsmotoren. 27. 4. 15. D. 31729.

46c, 13. 302417 *K*. Benz & Cie., Rheinische Automobil- und Motoren-Fabrik, Akt.-Ges., Mannheim. Brennstoffzuführungsvorrichtung für Flugzeugmotoren. 4. 4. 16. B. 81394.

46c, 23. 298930 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Rollvorhang für Kühlwasserrückkühler. 17. 2. 16. D. 32361.

46c, 23. 305657 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verbrennungsmotor mit Kühlhaube; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 17. 7. 17. S. 47271.

77h, 5. 306398 *K*. Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit in verschiedener Lage einstellbaren Tragdecken. 12. 7. 14. A. 26263.

77h, 5. 306399 *K*. Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit zu beiden Seiten des Haupttrumpfes angeordneten Seitenrümpfen. 26. 5. 15. A. 27063.

77h, 5. 309149 *K*. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Ausgleichvorrichtung für die Motor Kühlung bei Kampfflugzeugen. 22. 12. 15. S. 44741.

77h, 5. 315378. Adolf Hawerländer und Georg Adam Schäfer, Spremberg, N.-L. Anzeigevorrichtung für Luftfahrzeuge. 31. 1. 18. R. 45470.

77h, 5. 315525. Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Sitzboot für Flugzeuge. 6. 1. 15. A. 26691.

77h, 5. 315618. Franz Chrobog, Braunschweig, Kasernenstraße 30, und Max Chrobog, Graz; Vertr.: Franz Chrobog, Braunschweig, Kasernenstr. 30. Flugzeug. 26. 10. 16. C. 26419.

77h, 5. 315619. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. Flugzeugkühler. 28. 10. 17. S. 47336.

77h, 5. 315694. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin i. B. Flugzeug mit gelenkig gelagerten Tragflächen. 28. 12. 17. Z. 10255.

77h, 6. 307759 *K*. Wilhelm Froehlich, Wannsee bei Berlin. Befestigung von hohlen Propellerflügeln auf der Nabe; Zus. z. Pat. 302548. 27. 10. 17. F. 42442.

77h, 9. 306449 *K*. Flugzeugwerft, G. m. b. H., Staaken bei Spandau. Verfahren zum Bergen und Zuwasserbringen von Wasserflugzeugen. 17. 6. 17. F. 42006.

77h, 9. 315526. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Laufrad für Flugzeuge. 19. 3. 18. L. 46326.

77h, 9. 315527. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Belüftungsventil für Flugzeugschwimmer. 15. 8. 18. L. 47035.

77h, 15. 301648 *K*. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., und Otto Kurz, Staaken. Elektrische Gruppen-Fernauslösevorrichtung für Luftfahrzeuggeschosse; umgeschrieben auf Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 31. 1. 15. L. 42910.

Veröffentlicht am 22. 9. 19.

4b, 11. 299702 *K*. Siemens-Schuckert-Werke, Ges. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Neigbarer Scheinwerfer zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 30. 10. 17. 10. 7. 13. S. 39515.

4b, 11. 299703 *K*. Siemens-Schuckert-Werke, Ges. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Scheinwerfer mit Reflektor für das Scheinwerferlicht zur Verfolgung von Luftfahrzeugen; gelöscht am 30. 10. 17. 3. 2. 15. S. 43496.

4b, 11. 299704 *K*. Siemens-Schuckert-Werke, Ges. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Scheinwerferlampe mit Einrichtung zur Beobachtung der Lichtlage; gelöscht am 30. 10. 17. 23. 9. 15. S. 44387. Österreich 13. 10. 14.

37f, 8. 315761. Luise Jackstädt, Königsberg i. Pr., Roonstraße 12. Unterirdischer Luftschiffhafen. 29. 9. 17. J. 18389.

42c, 4. 300004 *K*. Karl Wagner, Stuttgart, Landhausstraße 209, und Eduard Schollan, Stuttgart, Werastr. 109. Vorrichtung zur Beobachtung des von einem Luftfahrzeug überflogenen Geländes. 29. 4. 14. W. 44992.

42c, 4. 315894. Edmund Schmidt, Elberfeld, Schlieperstraße 15. Vorrichtung zum selbsttätigen Abwerfen von Sprengkörpern aus Flugzeugen. 5. 10. 17. Sch. 52018.

42c, 6. 315950. R. Fueß, vorm. J. G. Greiner jun. & Geißler, Berlin-Steglitz. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. 8. 6. 18. F. 43289.

46b, 3. 315903. Dipl.-Ing. Heinrich C. Ahrens, Bremen, Dechanatstraße 1b. Mehrzylindriger Verbrennungsmotor mit Drehschiebersteuerung; Zus. z. Pat. 296752. 17. 12. 13. A. 31274.

46c, 18. 315904. Jos. Wyß, Cöln a. Rh., Schildergasse 110. Kurbelzapfenkühlung. 27. 2. 17. W. 49015.

46c, 19. 303277 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 2. 5. 17. S. 46608.

46c, 20. 304389 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verfahren zum Kühlen von Verbrennungsmotoren; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 22. 7. 17. S. 46958.

46c, 20. 305524 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 25. 10. 16. S. 45924.

46c, 20. 307784 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verfahren zur Beeinflussung der Betriebsverhältnisse von Verbrennungsmotoren; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 28. 12. 17. S. 47615.

46c, 21. 307657 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühler mit gewellter Kühlwand für Wärmekraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 3. 9. 16. S. 45712.

46c, 21. 315905. Fritz Gellert, Berlin, Chorinerstr. 33. Wasserkühler für Automobile, Flugzeuge u. dgl. 28. 2. 18. G. 46333.

46c, 23. 301304 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 3. 10. 16. S. 45838.

46c, 23. 301305 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verfahren zum Kühlen von Verbrennungskraftmaschinen; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 15. 12. 16. S. 46180.

46c, 23. 303835 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlverfahren für Verbrennungsmotoren; Zus. z. Pat. 301304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 7. 6. 17. S. 46760.

46c, 23. 307786 *K*. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen, bei denen das Kühlmittel ungefähr horizontal liegende Teile von unten bespült; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 19. 1. 18. S. 47720.

46d, 11. 315724. Aktiebolaget Vaporackumulator, Stockholm, Schwed.; Vertr.: Dipl.-Ing. C. Fehlert, G. Loubier, F. Harnsen, E. Meißner u. Dr. Ing. G. Breitung, Pat. Anwälte, Berlin SW. 61. Kraftanlage zur Ausnutzung von brennbaren Gasen, beispielsweise von Hochofengas, teils in Gasmaschinen, teils in Dampfkesseln. 15. 6. 15. R. 42044.

77h, 6. 315861. Emil Sohn, Berlin, Fichtestr. 33, Edgard Schumann, Berlin Wilmsdorf, Homburgerstr. 27, u. Carl Beste horn, Berlin Tempelhof, Berlinerstr. 4. Luftschraube mit einstellbaren Flügeln. 21. 8. 17. S. 47076.

Löschung.

Veröffentlicht 25. 9. 19.

77h: 291875.

Löschung infolge Nichtzahlung der Gebühren.

46b: 257317, 265862. 46c: 248490, 258175, 269456. 46d: 273006. 77h: 270478, 272835.

46a: 305968. 46c: 297734, 300469, 301027. 46e: 281229.

Löschung infolge Verzihts.

77h: 267072.

Versagung.

46d. G. 40896. Explosionsturbine mit als Laufrad ausgebildetem spiralförmigen Strömungskanal. 28. 6. 15.

Gebrauchsmuster.

46b. 713322. Edmund Rumpler, Göggingen bei Augsburg. Steuergestängeanordnung für Motoren. 21. 7. 19. R. 47719.

46c. 712985. Robert Bosch, A.-G., Stuttgart. Verstellhebel zur Verstellung des Zündzeitpunktes bei Magnetapparaten. 21. 12. 1918. B. 81099.

77h. 713621. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Hohlkörper für Flugzeugrumpfe, Luftschiffgondeln, Tragflächen u. dgl. 15. 5. 17. B. 76928.

77h. 713701. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Hohlpropeller. 11. 12. 16. L. 38481.

77h. 713941. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben von Luftfahrzeugen. 13. 9. 15. B. 73338.

77h. 713983. Automobil & Aviatik, A.-G., Leipzig-Heiterblick. Sitzanordnung für Verkehrsflugzeuge. 24. 7. 19. A. 30000.

77h. 713984. Automobil & Aviatik, A.-G., Leipzig-Heiterblick. Fenster für Passagierkabinen von Flugzeugen. 24. 7. 19. A. 30001.

Veröffentlicht 22. 9. 19.

46b. 714873. Horst Steudel, Kamenz i. S. Steuerung für Motoren mit V-förmig angeordneten Zylindern bei Motorfahrrädern. 2. 12. 18. St. 22525.

77h. 714789. Marko Golz, Chemnitz i. S., Adorferstr. 9. Antrieb für Luftschrauben von Flugzeugen durch mehrere untereinander verbundene Motoren. 17. 3. 19. G. 43184.

77h. 714790. Marko Golz, Chemnitz i. S., Adorferstr. 9. Luftschraubenantrieb für Flugzeuge zur Erhöhung der Geschwindigkeit. 17. 3. 19. G. 43185.

77h. 714922. Sablatnig Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Höhensteuer mit besonderen Steuerklappen zum Ausgleich der sich ändernden Lastigkeit eines Flugzeuges. 1. 8. 19. S. 42493.

77h. 714923. Sablatnig Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Flugzeug mit seitlich anlegbaren Tragflächen. 1. 8. 19. S. 42494.

77h. 714924. Sablatnig Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Seitlich hochklappbare Höhenflosse für Flugzeuge. 1. 8. 19. S. 42495.

Verlängerung der Schutzfrist für Gebrauchsmuster.

46a. 651834. Wilhelm Hünig, Selb. Großkraftmaschine. 3. 8. 1916. H. 72128. 3. 8. 19.

46c. 686265. Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kühlanlage usw. 23. 9. 16. A. 26240. 28. 7. 19.

77h. 713941. Robert Bosch, A.-G., Stuttgart. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben usw. 13. 9. 15. B. 73338. 31. 7. 19.

77h. 689005. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zur Befestigung von Bspannungsstoffen usw. 28. 8. 1916. L. 38150. 16. 8. 19.

77h. 713941. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zum Abwerfen der Bomben usw. 13. 9. 15. B. 73338. 31. 7. 1919.

46c. 663160. Hermann Brand, Berlin-Halensee, Westfälischestraße 63. Luftregler. 28. 8. 16. B. 75542. 28. 8. 19.

46c. 664335. Konrad Mueller, München, Zentnerstr. 52. Vergaser usw. 24. 8. 16. M. 55850. 5. 8. 19.

46c. 667471. Akt.-Ges. Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. Zündapparat usw. 17. 7. 16. A. 25995. 26. 6. 19.

Veröffentlicht 22. 9. 19.

46c. 674452. Ernst Becker, Frankfurt a. M., Laubestr. 23. Einrichtung zum Anlassen von Umlaufmotoren usw. 22. 7. 16. B. 75288. 14. 7. 19.

77h. 666638. Emil Heydorn, Hamburg, Hinrichsenstr. 15. Rettungsvorrichtung aus Luftschiffen. 7. 9. 16. H. 72380. 29. 8. 1919.

77h. 675506. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Aufhängung des Beobachtungskörpers usw. 24. 6. 16. F. 34220. 20. 8. 1919.

77h. 680548. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Schalttafelanordnung usw. 7. 8. 16. L. 38070. 24. 7. 19.

77h. 680550. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zum Anzeigen des Füllungsstandes usw. 17. 8. 16. L. 38114. 14. 8. 19.

77h. 681768. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Gondelaufhängung usw. 17. 8. 16. L. 38115. 14. 8. 19.

77h. 681769. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Gondelaufhängung usw. 17. 8. 16. L. 39733. 14. 8. 19.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.

Technischer Literatur-Kalender 1920.

Anfang 1920 soll im Verlage R. Oldenbourg, München und Berlin, die 2. Ausgabe des Technischen Literatur-Kalenders erscheinen. Sie soll im Anhang eine Übersicht enthalten, die die Namen der auf einem umgrenzten technischen Gebiete, und zwar nicht nur in Buchform, sondern auch durch Mitarbeit an Zeitschriften tätigen technischen Schriftsteller des deutschen Sprachgebietes gemäß ihren eigenen Angaben zusammenstellen soll. Die bereits in der ersten Ausgabe verzeichneten Autoren erhalten die Fragebogen zur Ergänzung unaufgefordert zugesandt. Fehlende technische Schriftsteller wollen sich im Interesse der Vollständigkeit des Werkes mit der Schriftleitung, Oberbibliothekar Dr. Otto, Berlin W. 57, Bülowstr. 74, in Verbindung setzen.

Neue Bücher:

Die deutschen Aluminiumwerke und die staatliche Elektrizitätsversorgung. Von Richard Tröger, Zehlendorf. Verein Deutscher Ingenieure, Verlagsabteilung, Berlin NW 7. Preis M. 3,— und 10% Teuerungszuschlag.

Das juristische Denken und seine Bedeutung für die Erziehung des Technikers. Von Dr. Hermann Jsay. Verlag von Franz Vahlen, Berlin W., Linkstr. 16. Preis M. 2,—.

Westdeutschland zur Römerzeit. Von Prof. Dr. H. Dragendorff. Zweite verbesserte Auflage. 125 Seiten mit 16 Tafeln. (Wissenschaft und Bildung, Bd. 112 x.) Verlag von Quelle & Meyer in Leipzig, 1919. Gebunden M. 1,50.

Erfinden und Konstruieren von Dr.-Ing. Georg J. Meyer. Preis M. 3,— und 10% Teuerungszuschlag. Verlag von Julius Springer, Berlin W. 9, Linkstr. 23/24.

Grundfragen der allgemeinen Geologie in kritischer und leichtverständlicher Darstellung. Von Professor Dr. Paul Wagner. Zweite verbesserte Auflage. 146 Seiten. Gebunden M. 1,50. (Wissenschaft und Bildung, Bd. 91.) Verlag von Quelle & Meyer in Leipzig. 1819.

Die Technik im Landkriege. Von Generalleutn. Max Schwarte. 143 Seiten. Gebunden M. 2,50. (Wissenschaft und Bildung, Bd. 154.) Verlag von Quelle & Meyer in Leipzig. 1919.

Die technischen Grundlagen des Riesenflugzeuges für den Luftverkehr. Von Leutnant d. R. Offermann, Berlin W. 35, 1919. Gustav Braunbeck. 8°. 47 Seiten mit 22 Abb. Preis steif geheftet M. 4,— und Zuschlag.

Das nach einem Vortrag im Aero-Club von Deutschland geschriebene Büchlein enthält wichtige Aufschlüsse über die Geschichte des R-Flugzeugbaues. Der Verfasser ist ein begeisterter Anhänger des R-Flugzeuges. Seine langjährige Tätigkeit in der Flugzeugmeisterei bei der Entwicklung der R-Flugzeuge setzte ihn in die Lage, die einzelnen Fortschrittstufen kennen zu lernen. Wem bisher die deutschen Leistungen mit R-Flugzeugen verborgen geblieben sind, dem sei dies kleine Buch zum Lesen bestens empfohlen. Es bringt nicht nur die hauptsächlichsten Bauten, sondern es legt auch die umfangreichen Anlagen dar, welche als wichtiges Zubehör in R-Flugzeuge eingebaut worden sind. In dieser Zeit, wo das deutsche Flugzeugwesen eine schwere Krise durchmacht, und wo ausländische Flugzeuge große Flugleistungen vollbringen, ist es für uns Deutsche

eine Genugtuung, zu sehen, daß wir bei Kriegsende im R-Flugzeugbau schon Erfahrungen gesammelt hatten, welche kein anderer Staat in diesem Umfang besessen hat. Wenn auch das Büchlein im wesentlichen die für den Krieg gebauten R-Flugzeuge beschreibt, so läßt sich ihm doch vieles für den Verkehrsflugzeugbau Wichtiges entnehmen. Hf.

Anleitung zu genauen technischen Temperaturmessungen mit Flüssigkeits- und elektrischen Thermometern. Von Dr. Osc. Knoblauch, Professor, und Dr.-Ing. K. Henky, Assistent an der Technischen Hochschule München. München und Berlin 1919, R. Oldenbourg. 8°, XIII und 128 Seiten. Mit 65 Textabbildungen. Preis geh. M. 8,50, geb. M. 10,— und 10% Zuschlag.

• Ratschläge, wie bei Temperaturmessungen im technischen Betriebe das Messinstrument z. B. in eine Maschine einzubauen oder an ihr anzubringen ist, soll das Werk geben und damit die vorhandenen Lehrbücher nach einer bedeutsamen Seite hin ergänzen. Es lehrt die Meßgeräte so einzubauen, daß sie das Temperaturfeld an der Meßstelle möglichst wenig ändern — die Grundaufgabe aller Meßkunde.

Der erste Abschnitt bringt demnach neben den Gesetzen der Wärmeübertragung Formeln und Beispiele für den Schutz der Meßgeräte gegen Strahlungsfehler. Im zweiten Teil werden dann die »Flüssigkeits- und elektrischen Thermometer« (besonders Hg-, Widerstands- und Element-Thermometer), auf die sich das Buch weise beschränkt, mit vielen Angaben über Einbau, Behandlung und Eichung beschrieben. Daran schließen sich die zahlreichen vielseitigen Beispiele praktischer Anwendung, zum Messen der Temperatur in oder auf festen Körpern, in Flüssigkeiten, Gasen und Dämpfen, zum Schluß das Bestimmen schnell wechselnder Temperaturen und die Beschreibung einer Quecksilber-Kontaktzelle für die Thermoelementleitungen bei umlaufenden Körpern, z. B. Flugmotorzylindern. Von den übrigen Anwendungen kommt für den Luftfahrer die Temperaturbestimmung von Ballonstoffen und in freier Luft oder ruhenden Gasen besonders in Betracht.

Bei der außerordentlichen Klarheit und Reichhaltigkeit des Werkes, das mit recht vollständigen Literaturangaben und mit guten, deutlichen Abbildungen ausgestattet ist, wird man gern über kleinere Fehler hinwegsehen — auch darüber, daß derjenige Stil, in welchem dasselbe verfaßt ist, ein unerfreulicher ist. Vielleicht hätte bereits beim Beschreiben der Thermometereichung erwähnt werden können, daß zum Siedepunkt der Luftdruck abgelesen werden muß. Zahlenbilder wie 909,1 - 9,756 wirken in einem Abschnitt, der den Leser über Genauigkeitsgrenzen unterrichten soll, etwas merkwürdig.

Das beeinträchtigt aber nicht den günstigen Gesamteindruck und die vortreffliche Verwendbarkeit des Buches, das in gleicher Weise die leitenden Gesichtspunkte scharf herausstellt und unmittelbar praktisch verwertbare Einzelfälle bietet. E. Everling.

Persönliches.

Herr Dr. Karl Stuchtey, stellv. Fahrtenwart d. Kurhess. Ver. f. Luftfahrt, erster Assistent am Physikalischen Institut der Universität Marburg, habilitierte sich für experimentelle und theoretische Physik sowie für wissenschaftliche Luftfahrt und wissenschaftliche Photographic.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

- Prof. Dr. Fritz Huth, Neukölln, Bergstr. 135.
- Direktor Hermann von Fremery, Schloß Spindlhof, Post Regensburg.
- Hauptmann Carganico, i. Fa. Franz Schneider, Flugmaschinenwerke, Berlin-Steglitz, Mariendorferstraße 21.
- Direktor Franz Schneider der Franz Schneider-Flugmaschinenwerke Seegefeld, Berlin-Wilmersdorf, Konstanzerstr. 7.

2. Adressenänderungen:

- Oberst d. R. Hermann Hoernes, Linz a. D., Roseggerstraße 3.
- Hofrat Prof. Friedländer, Littenweiler b. Freiburg i. Br., Haus Sonnblick.

- Prof. Otto Blumenthal, Aachen, Rütcherstr. 38.
- Fhr. von Oldershausen, Berlin-Grünwald, Hohenzollerndamm 54.
- Major Bredenbreuker, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 47.
- Dipl.-Ing. A. König, Berlin W. 62, Nettelbeckstr. 17 II.
- Dr.-Ing. K. Gehlen, Rotterdam, Heemraadsingel 104.
- Dipl.-Ing. Hugo Zahn, Direktor der Magirus-Werke, Berlin, G. m. b. H., Berlin-Steglitz, Sedanstr. 1.
- Marinebaumeister Neesen, Warnemünde, Blücherstr. 8.
- Hauptmann Selasinski, Charlottenburg, Knesebeckstraße 29.
- Hauptmann Werner Zahn, Charlottenburg, Joachims-thalerstr. 27.
- Dr. Kölzer, Berlin W. 30, Nollendorfstr. 29/30.
- Dr. L. Hopf, Walchstadt, Post Ebenhausen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl und Dr.-Ing. F. Bendemann
Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORGBADER
Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal
A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart
Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde
Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen
H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola
Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin
Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München
Dr.-Ing. FÖTTERING
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin
Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg
Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau
R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien
Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde
Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden
Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg
Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal
Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg
Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg
Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin
Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig
Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen
Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

15. Oktober 1919.

Heft 19.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25 für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von Müller-Breslau. S. 197.
Stereophotographie vom Flugzeug aus. Von W. Klemperer, Dresden. Mit
Tafel I. S. 201.
Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Von Dipl.-Ing.
Alfred Staribacher. S. 204.
Die Messung für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge. Von O. Enoch.
S. 208.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flug-
zeugführer, Dresden. S. 215.
Flugversuche. Von Prof. Dr. v. Sanden-Clausthal. S. 217.
Gewerblicher Rechtsschutz. S. 218.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.
S. 220.
Luftfahrt-Rundschau. (Beilage.)

Zur Berechnung von Tragflächen- holmen.

Von H. Müller-Breslau.

In seiner zweiten Arbeit über die Berechnung von Tragflächenholmen, d. Z. 1918, Heft 21, 22, verteidigt Pröll die 1917, Heft 17, 18, von ihm entwickelten Näherungsformeln gegen die von verschiedenen Seiten erhobenen Einwände. Dabei verweist er, ebenso wie in seiner ersten Arbeit, auf die in meiner Graphischen Statik abgeleiteten genaueren Formeln. Er sagt, daß diese Formeln zur Berechnung des größten Biegemomentes in allen Fällen verhältnismäßig leicht, wenn auch manchmal umständlich anzuwenden seien und fügt hinzu: „In der Praxis, besonders des Flugzeugbaues, ist aber das Bedürfnis nach kurzen Faustregeln vorhanden, welche nicht bloß das Moment, sondern auch die zu erwartende Durchbiegung (die hier manchmal sehr bedeutend werden kann) rasch zu überblicken gestatten“. Das veranlaßt mich, meine in dieser Zeitschrift 1918, Heft 17, 18, erschienene Abhandlung durch eine Bemerkung über die Bestimmung der Durchbiegungen zu ergänzen. Daran schließt sich ein Beitrag zur Berechnung der größten Feldmomente.

1. Die Durchbiegungen.

Hat man die Momente berechnet, so kann man die zugehörigen Durchbiegungen ohne weiteres hinschreiben. Für ein gleichmäßig belastetes Holmfeld AB , an dessen Enden entlastende Momente M_A und M_B angreifen, ist im Abstände x von A

$$M = Sy + \frac{gx(s-x)}{2} - M_A - (M_B - M_A) \frac{x}{s},$$

mithin

$$y = \frac{1}{S} \left[M - \frac{gx(s-x)}{2} + M_A + (M_B - M_A) \frac{x}{s} \right] \quad (1)$$

Für Übersichtsrechnungen von Flugzeugholmen genügt es oft, Durchbiegung und Beanspruchung in Feldmitte anzugeben.

Mit der Bezeichnung

$$M_0 = \frac{gs^2}{8} \dots \dots \dots (2)$$

erhält man für die Feldmitte

$$M_M = \left(gk^2 - \frac{M_A + M_B}{2} \right) \sec \frac{\alpha}{2} - gk^2 \dots \dots (3)$$

$$f_M = \frac{1}{S} \left(M_M - M_0 + \frac{M_A + M_B}{2} \right) \quad \dots (4)$$

wo

$$k^2 = \frac{EJ}{S}, \quad \alpha = \frac{s}{k} = s \sqrt{\frac{S}{EJ}}$$

Berechnet man

$$M_{\max} = (gk^2 - M_A) \sec \varphi - gk^2 \quad \dots (5)$$

wobei φ bestimmt ist durch

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \varphi &= \frac{gk^2 - M_B - (gk^2 - M_A) \cos \alpha}{(gk^2 - M_A) \sin \alpha} \\ &= \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - \frac{M_B - M_A}{(gk^2 - M_A) \sin \alpha} \end{aligned} \quad \dots (6)$$

so genügt für die Beurteilung der Durchbiegung der Wert

$$f = \frac{1}{S} \left(M_{\max} - M_0 + \frac{M_A + M_B}{2} \right) \quad \dots (7)$$

In dem in meiner Abhandlung, d. Z. 1918, Seite 108, durchgerechneten Beispiel:

$$\begin{aligned} s &= 200 \text{ cm}, g = 1,4 \text{ kg/cm}, S = 3240 \text{ kg}, \\ E &= 110\,000 \text{ kg/cm}^2, J = 125,4 \text{ cm}^4, \\ W &= 38,6 \text{ cm}^3, F = 24,12 \text{ cm}^2, M_A = 0, \\ M_B &= 10\,800 \text{ kgcm} \end{aligned}$$

ergab sich in kgcm

$$gk^2 = 5960, M_M = 8700, M_{\max} = 9666.$$

Man erhält, mit $M_0 = 7000 \text{ kgcm}$,

$$f_M = 2,2 \text{ cm}, f = 2,5 \text{ cm}.$$

Die genaue Rechnung gibt $y_{\max} = 2,23 \text{ cm}$ im Abstände $x = 86,5 \text{ cm}$ vom Stabende A. Trotz des großen Unterschiedes der Endmomente, $M_B - M_A = 1,543 M_0$, weichen die drei Durchbiegungen nur wenig von einander ab. Das gilt auch für die zu M_{\max} und M_M gehörigen Spannungen

$$\sigma = \frac{S}{F} + \frac{M}{W}.$$

Man erhält $\sigma_{\max} = 385 \text{ kg/cm}^2$, $\sigma_M = 360 \text{ kg/cm}^2$. Der Unterschied 25 kg/cm^2 ist nicht von Belang.

Die Pröllsche »Faustregel« für die Durchbiegung lautet mit unseren Bezeichnungen:

$$f = \frac{M_0 - 0,6(M_A + M_B)}{S_K - S} \quad \dots [17]$$

$$S_K = 9,6 \frac{EJ}{s^2} \quad \dots [13]$$

Die Zahlen in den eckigen Klammern geben die Nummern der Gleichungen im Pröllschen Aufsatz an. Für unser Beispiel ergibt sich hiernach

$$S_K = 3310,6 \text{ kg}, f = 7,37 \text{ cm} = 3,3 y_{\max}.$$

Setzt man $S_K = \pi^2 EJ/s^2 = 3403,5 \text{ kg}$, so erhält man $f = 3,18 \text{ cm} = 1,42 y_{\max}$.

2. Angenäherte Berechnung des größten Feldmomentes.

Ich knüpfe an die zweite Pröllsche Arbeit, d. Z. 1918, Heft 21, 22, an; ihren Hauptinhalt bildet der Versuch, die Näherungsformel

$$\begin{aligned} M &= \frac{M_0 \mathfrak{E} - (M_A + M_B) \left(\frac{1}{2} \mathfrak{E} + 0,1 \right)^{1)} }{\mathfrak{E} - 1} \\ &= \frac{M_0 \mathfrak{E} - 0,6(M_A + M_B) - \frac{1}{2}(M_A + M_B)}{\mathfrak{E} - 1} \end{aligned} \quad [18]$$

wo $\mathfrak{E} = \frac{\pi^2 EJ}{Ss^2}$ ist,

¹⁾ Bei Pröll steht infolge eines Druckfehlers: $0,6(M_A + M_B) \left(\frac{1}{2} \mathfrak{E} + 0,1 \right)$. Ich benutze die Gelegenheit, auch einige Berichtigungen zu meiner ersten Arbeit anzugeben. S. 109 (d. Z. 1918) links ist in der Entwicklung von (33) statt $E\alpha$ zu setzen $1/E\alpha^2$, ebenda Zeile 10 v. u. $\frac{8}{\pi^2} g$ statt $\frac{2}{\pi^2} g$, S. 110, links, Zeile 11 v. o. $\frac{2}{\pi^2}$ statt $\frac{2}{\pi}$.

zu rechtfertigen. Pröll ersetzt seine erste, von verschiedenen Seiten beanstandete Entwicklung durch eine andere Ableitung.

Ich habe nun in d. Z. 1918, S. 107, gezeigt, daß man [18] ohne weiteres aus (3) erhalten kann, wenn man den auch für andere Knickaufgaben wichtigen, a. a. O. in einer Fußnote entwickelten Näherungswert

$$\sec \frac{\alpha}{2} = 1 + \frac{\pi^2}{8(\mathfrak{E} - 1)}, \quad \mathfrak{E} = \frac{\pi^2}{\alpha^2} \quad \dots (8)$$

einsetzt. Dann geht (3) über in

$$M_M = \frac{M_0 \mathfrak{E} - \frac{\pi^2}{16}(M_A + M_B)}{\mathfrak{E} - 1} - \frac{1}{2}(M_A + M_B) \quad (9)$$

und hieraus entsteht [18], wenn $\frac{\pi^2}{16} = 0,61685$ auf 0,6 abgerundet wird.

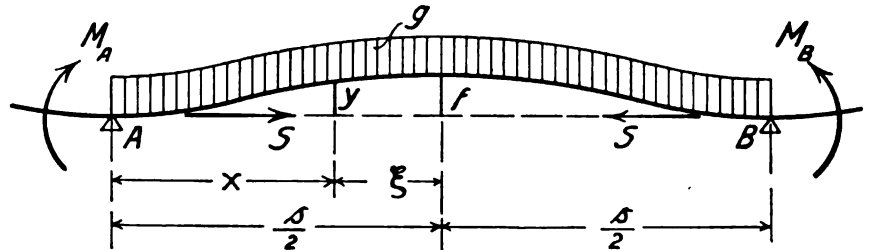


Fig. 1.

Nach dieser kurzen Ableitung ist [18] nur eine Näherungsformel für M_M , was schon daraus hervorgeht, daß [18] die entlastenden Momente nur in der Verbindung $M_B + M_A$ enthält. Bei der Beurteilung von [18] ist folgendes zu beachten:

Formel (8) liefert für $\sec \frac{\alpha}{2}$ einen Wert, der etwas kleiner ist als der genaue Wert. Andererseits wird durch die Abrundung $\pi^2/16 = 0,6$ der Einfluß der entlastenden Momente M_A u. M_B vermindert. Daher kann $M_{[18]}$ kleiner oder größer als M_M und sogar größer als M_{\max} werden. Bei kleiner Knicksicherheit ist, wegen des sehr kleinen Nenners $\mathfrak{E} - 1$, Formel [18] außerordentlich empfindlich; sie kann gut stimmen aber auch vollständig versagen. Ich habe deshalb für M_M einen andern algebraischen Ausdruck gebildet. Ich setze

$$\sec \frac{\alpha}{2} = \frac{\mathfrak{E} + \varepsilon}{\mathfrak{E} - 1} \quad \dots (10)$$

wo

$$\varepsilon = \left(\frac{\pi^2}{\alpha^2} - 1 \right) \sec \frac{\alpha}{2} - \frac{\pi^2}{\alpha^2}$$

eine Zahl ist, die sich nur wenig ändert, wenn \mathfrak{E} das Gebiet $\mathfrak{E} = 1$ bis $\mathfrak{E} = \infty$ durchläuft; sie liegt zwischen

$$\varepsilon = \frac{4}{\pi} - 1 = 0,27324 \text{ für } \mathfrak{E} = 1, \alpha = \pi$$

und

$$\varepsilon = \frac{\pi^2}{8} - 1 = 0,23370 \text{ für } \mathfrak{E} = \infty, \alpha = 0.$$

Tabelle 1 enthält eine große Zahl von Werten ε für $\mathfrak{E} > 1$; sie ändern sich von Stufe zu Stufe so wenig, daß man genaue Einschaltungen für Zwischenwerte \mathfrak{E} sparen und durch Schätzungen ersetzen kann. Es würde sogar genügen, die nächsthöhere Zahl ε zu nehmen.

Man findet z. B.

$$\text{für } \mathfrak{E} = 1,00447$$

$$\sec \frac{\alpha}{2} = \frac{1,00447 + 0,27305}{0,00447} = 285,7864 \text{ (285,7962)}$$

$$\text{für } \mathfrak{E} = 1,0743$$

$$\sec \frac{\alpha}{2} = \frac{1,0743 + 0,2702}{0,0743} = 18,0956 \text{ (18,0947)}$$

$$\text{für } \mathfrak{E} = 1,8743$$

$$\sec \frac{\alpha}{2} = \frac{1,8743 + 0,2537}{0,8743} = 2,4339 \text{ (2,4337)}.$$

Die eingeklammerten Zahlen sind die genauen Werte.

Tabelle 1.

ζ	$\frac{\alpha^0}{2} = \frac{90^0}{\sqrt{\zeta}}$	$\sec \frac{\alpha}{2}$	ε	ζ	$\frac{\alpha^0}{2} = \frac{90^0}{\sqrt{\zeta}}$	$\sec \frac{\alpha}{2}$	ε
1	90°	∞	0,27324	2,10	62° 6' 21,2"	2,13749	0,25124
1,001	89° 57' 18,1"	1274,194	0,27319	2,15	61° 22' 46,2"	2,08766	0,25081
1,002	89° 54' 36,5"	637,5744	0,27315	2,20	60° 40' 40,8"	2,04199	0,25039
1,003	89° 51' 55,1"	425,3885	0,27311	2,25	60° 20' 39,3"	2,00000	0,25000
1,004	89° 49' 13,9"	319,2650	0,27306	2,30	59° 20' 39,3"	1,96125	0,24963
1,005	89° 46' 33,0"	255,6031	0,27302	2,35	58° 42' 34,3"	1,92538	0,24926
1,006	89° 43' 52,4"	213,1618	0,27297	2,40	58° 5' 41,1"	1,89209	0,24893
1,007	89° 41' 11,9"	182,8466	0,27293	2,45	57° 29' 56,0"	1,86110	0,24860
1,008	89° 38' 31,7"	160,1103	0,27288	2,50	56° 55' 15,6"	1,83219	0,24829
1,009	89° 35' 51,8"	142,4265	0,27284	2,55	56° 21' 36,7"	1,80515	0,24798
1,010	89° 33' 12,1"	128,2794	0,27279	2,60	55° 48' 56,3"	1,77981	0,24770
1,02	89° 6' 47,8"	64,6179	0,27235	2,65	55° 17' 11,6"	1,75601	0,24742
1,03	88° 40' 46,7"	43,3977	0,27193	2,70	54° 40' 20,1"	1,73362	0,24715
1,04	88° 15' 8,1"	32,7879	0,27152	2,75	54° 16' 19,4"	1,71251	0,24689
1,05	87° 49' 51,6"	26,4222	0,27110	2,80	53° 47' 7,0"	1,69258	0,24664
1,06	87° 24' 56,6"	22,1785	0,27071	2,85	53° 18' 41,0"	1,67374	0,24642
1,07	87° 0' 22,6"	19,1474	0,27032	2,90	52° 50' 59,4"	1,65589	0,24619
1,08	86° 36' 9,1"	16,8742	0,26994	2,95	52° 24' 24,3"	1,63895	0,24595
1,09	86° 12' 15,7"	15,1062	0,26956	3,00	51° 57' 41,5"	1,62287	0,24574
1,10	85° 48' 41,9"	13,6919	0,26919	3,25	49° 55' 22,9"	1,55324	0,24479
1,15	83° 55' 31,6"	9,44977	0,26747	3,50	48° 6' 25,3"	1,49759	0,24397
1,20	82° 9' 30,2"	7,32949	0,26590	3,75	46° 28' 32,9"	1,45209	0,24326
1,25	80° 29' 54,4"	6,05788	0,26447	4,00	45°	1,41421	0,24264
1,30	78° 56' 6,8"	5,21054	0,26316	4,50	42° 25' 35,1"	1,35475	0,24162
1,35	77° 27' 34,8"	4,60560	0,26196	5,00	40° 14' 57,2"	1,31020	0,24081
1,40	76° 3' 50,0"	4,15214	0,26086	5,50	38° 22' 34,1"	1,27559	0,24015
1,45	74° 44' 27,4"	3,79962	0,25983	6,00	36° 44' 32,4"	1,24792	0,23960
1,50	73° 29' 4,9"	3,51776	0,25888	6,50	35° 18' 3,3"	1,22530	0,23913
1,55	72° 17' 23,1"	3,28727	0,25800	7,00	34° 1'	1,20646	0,23874
1,60	71° 9' 4,5"	3,09529	0,25717	7,50	32° 51' 48,1"	1,19052	0,23840
1,65	70° 3' 53,7"	2,93294	0,25641	8,00	31° 49' 11,3"	1,17687	0,23810
1,70	69° 1' 36,7"	2,79384	0,25569	8,50	30° 52' 11,1"	1,16505	0,23784
1,75	68° 2' 1,0"	2,67335	0,25501	9,00	30°	1,15470	0,23760
1,80	67° 4' 55,3"	2,56797	0,25438	9,50	29° 11' 59,5"	1,14558	0,23740
1,85	66° 10' 9,5"	2,47503	0,25378	10	28° 27' 37,8"	1,13747	0,23721
1,90	65° 17' 34,3"	2,39246	0,25321	16	22° 30'	1,08239	0,23588
1,95	64° 27' 1,2"	2,31861	0,25268	25	18°	1,05146	0,23509
2,00	63° 38' 22,6"	2,25217	0,25217	36	15°	1,03528	0,23473
2,05	62° 51' 31,4"	2,19209	0,25169	∞	0°	1,00000	0,23370

1) Bei der Ausrechnung von $\sec \frac{\alpha}{2}$ wurden die Winkel α^0 auf mehrere Dezimalstellen der Sekunden bestimmt. Die Tabelle gibt nur die erste Stelle an.

Tabelle 2.

ζ	$\frac{\alpha^0}{2}$	$\sec \frac{\alpha}{2}$	ε	ζ	$\frac{\alpha^0}{2}$	$\sec \frac{\alpha}{2}$	ε
1	90°	∞	0,27324	0,86	97° 2' 58,2"	— 8,14818	0,28075
0,98	90° 54' 49,4"	— 62,7081	0,27416	0,84	98° 11' 53,0"	— 7,01285	0,28206
0,96	91° 51' 21,1"	— 30,8782	0,27512	0,82	99° 23' 18,1"	— 6,13024	0,28344
0,94	92° 49' 40,5"	— 20,2690	0,27614	0,80	100° 37' 23,0"	— 5,42456	0,28491
0,92	93° 49' 53,4"	— 14,9651	0,27721	0,78	101° 54' 17,8"	— 4,84758	0,28647
0,90	94° 52' 6,0"	— 11,7833	0,27833	0,76	103° 14' 13,5"	— 4,36718	0,28812
0,88	95° 56' 25,2"	— 9,66253	0,27950	0,74	104° 37' 22,3"	— 3,96109	0,28988

Ist für $\alpha = \pi$

$$g k^2 - \frac{M_A + M_B}{2} = 0,$$

so darf $\alpha_{\max} > \pi$ und $\zeta < 1$ werden. Die Tabelle 2 gibt die Werte ε für einige Zahlen $\zeta < 1$ an; sie kommen in Betracht bei mehrfach gestützten schlanken Holmen, deren Beanspruchung selbst für $\zeta < 1$ noch innerhalb der Proportionalitätsgrenze liegen kann.

Will man sich bei flotten Überschlagsrechnungen auf die Ermittlung der Knotenmomente und der M_M beschränken, so runde man M_M nach oben ab. In der Regel handelt es sich bei Flugzeugholmen um die Wirkung in der Nähe der Bruchgrenze liegender Belastungen, um Fälle von Knicksicherheiten, die zwischen $\zeta = 2$ und $\zeta = 1$ liegen, denen also $\varepsilon = 0,25-0,27$ entspricht. Mit der Abrundung $\varepsilon = 0,3$

erhält man

$$M = \left(g k^2 - \frac{M_A + M_B}{2} \right) \frac{\zeta + 0,3}{\zeta - 1} - g k^2.$$

Für das zur Berechnung von f benutzte Zahlenbeispiel ergibt sich

$$\zeta = \frac{\pi^2 E J}{S s^2} = \frac{\pi^2 \cdot 110\,000 \cdot 125,4}{3240 \cdot 200^2} = 1,05047$$

$$M = \left(5960 - \frac{10\,800}{2} \right) \frac{1,35047}{0,05047} - 5960 = 9024 \text{ kgcm} = 0,933 M_{\max}.$$

Bevor wir eine Näherungsformel für M_{\max} entwickeln, schalten wir eine Untersuchung über den Einfluß von $M_B - M_A$ ein. Wir benutzen hierzu die Werte M/M_0 , wobei $M_0 = \frac{1}{8} g s^2$

ist. Mit den Bezeichnungen

$$\beta = \frac{M}{M_0}, \quad \beta_A = \frac{M_A}{M_0}, \quad \beta_B = \frac{M_B}{M_0}, \quad \beta_M = \frac{M_M}{M_0},$$

$$\mathcal{E}' = \frac{8}{\pi^2} \mathcal{E} = 0,81057 \mathcal{E},$$

$$g k^2 = \frac{g s^2}{\alpha^2} = \mathcal{E}' M_0,$$

gehen die Formeln (5), (6), (3), (9), [18] über in

$$\left. \begin{aligned} \beta_{\max} &= (\mathcal{E}' - \beta_A) \sec \varphi - \mathcal{E}' \\ \operatorname{tg} \varphi &= \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - \frac{\beta_B - \beta_A}{(\mathcal{E}' - \beta_A) \sin \alpha} \end{aligned} \right\} \dots \dots (5)$$

$$\beta_M = \left(\mathcal{E}' - \frac{\beta_A + \beta_B}{2} \right) \sec \frac{\alpha}{2} - \mathcal{E}' \dots \dots (3)$$

$$\beta = \frac{\mathcal{E}' - 0,61685 (\beta_A + \beta_B)}{\mathcal{E}' - 1} - \frac{1}{2} (\beta_A + \beta_B) \dots (9)$$

$$\beta = \frac{\mathcal{E}' - 0,6 (\beta_A + \beta_B)}{\mathcal{E}' - 1} - \frac{1}{2} (\beta_A + \beta_B) \dots [18]$$

Es sei $\beta_A + \beta_B = 1,6$. Die mittels (3), (9) und [18] berechneten, nur von der Summe $\beta_A + \beta_B$ abhängigen Werte $\beta = M/M_0$ stehen in Tabelle 3.

Tabelle 4 enthält die mittels (5) berechneten β_{\max} für einige Fälle verschieden großer β_A und β_B . Dividiert man die Werte der fünften Zeile durch die der ersten, so erhält man die in der letzten Zeile stehenden Zahlen; sie beweisen den beträchtlichen Einfluß größerer Unterschiede $\beta_B - \beta_A$.

Tabelle 3 ($\beta_A + \beta_B = 1,6$).

Nach Formel	$\mathcal{E} = 1,005$	$\mathcal{E} = 1,01$	$\mathcal{E} = 1,1$	$\mathcal{E} = 1,5$	$\mathcal{E} = 2$	$\mathcal{E} = 3$	$\mathcal{E} = 4$	$\mathcal{E} = 9$
(3)	2,9229	1,5770	0,3629	0,2469	0,2282	0,2163	0,2116	0,2048
(9)	2,8080	1,5040	0,3304	0,2261	0,2130	0,2065	0,1943	0,2016
[18]	8,2000	4,2000	0,6000	0,2800	0,2400	0,2200	0,2133	0,2050

Tabelle 4 (Formeln 5).

β_A	β_B	$\mathcal{E} = 1,005$	$\mathcal{E} = 1,01$	$\mathcal{E} = 1,1$	$\mathcal{E} = 1,5$	$\mathcal{E} = 2$	$\mathcal{E} = 3$	$\mathcal{E} = 4$	$\mathcal{E} = 9$
0,8	0,8	2,9229	1,5770	0,3629	0,2469	0,2282	0,2163	0,2116	0,2048
0,6	1,0	2,9282	1,5853	0,3783	0,2618	0,2416	0,2285	0,2232	0,2155
0,4	1,2	2,9442	1,6101	0,4255	0,3054	0,2813	0,2647	0,2576	0,2473
0,2	1,4	2,9707	1,6510	0,4997	0,3753	0,3457	0,3237	0,3144	0,3002
0	1,6	3,0077	1,7073	0,5974	0,4682	0,4325	0,4044	0,3922	0,3666
		1,029	1,083	1,646	1,856	1,895	1,870	1,853	1,790

Die $M_{[18]}$ sind im vorliegenden Falle für kleine Knicksicherheiten nicht einmal annähernd richtig. Das liegt an der Abrundung $\pi^2/16 \sim 0,6$. Die ohne diese Abrundung gerechneten $M_{(9)}$ sind durchweg kleiner als die M_M und weichen von diesen nur wenig ab. Mit wachsendem \mathcal{E} nähert sich $M_{[18]}$ dem Momente M_M . Für $\mathcal{E} = 1,1$, $\beta_A = 0$, $\beta_B = 1,6$ ist zufällig $M_{[18]} = M_{\max}$, ebenso für $\mathcal{E} = 2$, $\beta_A = 0,6$, $\beta_B = 1,0$.

1) Pröll findet nach einer langen, viele Zwischenrechnungen erfordernden Entwicklung $M_{[18]}$ als Moment an der Stelle der tiefsten Einsenkung. Seine Formel enthält auch ein von $M_B - M_A$ abhängiges Glied. Dieses läßt aber Pröll bei seinen vergleichenden Rechnungen fort; er sagt, daß es nur von sehr geringem Einfluß ist und daher praktisch ohne Belang bleibt. Berücksichtigt man dieses Glied, so entsteht mit unseren Bezeichnungen die Formel

$$\beta = \frac{\mathcal{E} - 0,6 (\beta_A + \beta_B)}{\mathcal{E} - 1} - \frac{1}{2} (\beta_A + \beta_B) - \frac{(10 \mathcal{E} + 4) (\beta_B - \beta_A)^2}{120 \mathcal{E} (\beta_B + \beta_A)}.$$

Ist z. B. $\beta_A = \beta_B = 0,5$, so erhält man hiernach

$$\begin{array}{ccccc} \text{für } \mathcal{E} = & 1,1 & 1,5 & 2 & 3 & 9 \\ \beta = & 4,5 & 1,3 & 0,9 & 0,7 & 0,55. \end{array}$$

Diese Werte gehen für $\beta_A = 0$, $\beta_B = 1$ über in die kleineren Werte

$$\beta_{\max} = 4,3684 \quad 1,1944 \quad 0,8 \quad 0,6056 \quad 0,4630.$$

Die genaue Rechnung liefert für $\beta_A = 0$, $\beta_B = 1$

$$\beta_{\max} = 4,5145 \quad 1,3558 \quad 0,9648 \quad 0,7665 \quad 0,6150.$$

Das von $(M_B - M_A)$ abhängige, zu M_M tretende Zusatzglied bezeichnen wir mit M_Z .

$$M_Z = M_{\max} - M_M \dots \dots (11)$$

Im Abstände $\xi = \frac{s}{2} - x$ von der Stabmitte ist

$$M = S y + M_x,$$

wobei

$$M_x = \frac{g s^2}{8} \left(1 - 4 \frac{\xi^2}{s^2} \right) - \frac{1}{2} (M_A + M_B) + (M_B - M_A) \frac{\xi}{s}.$$

Das Integral der Gleichung

$$E J \frac{d^2 y}{d \xi^2} = S k^2 \frac{d^2 y}{d \xi^2} = -S y - M_x$$

ist

$$S y = C_1 \cos \frac{\xi}{k} + C_2 \sin \frac{\xi}{k} - M_x - g k^2.$$

Hieraus folgt

$$M = C_1 \cos \frac{\xi}{k} + C_2 \sin \frac{\xi}{k} - g k^2 \dots (12)$$

C_1 und C_2 sind durch die Bedingungen bestimmt:

$$M = -M_A \text{ für } \xi = +\frac{s}{2}$$

$$M = -M_B \text{ „ } \xi = -\frac{s}{2}.$$

Wird zur Abkürzung

$$g k^2 - \frac{1}{2} (M_A + M_B) = D \dots \dots (13)$$

gesetzt, so ergibt sich

$$C_1 = \frac{D}{\cos \frac{\alpha}{2}} = M_M + g k^2 \dots \dots (14)$$

$$C_2 = \frac{M_B - M_A}{2 \sin \frac{\alpha}{2}} \dots \dots (15)$$

Mit der Bezeichnung

$$\frac{\xi}{k} = \varphi'$$

entsteht M_{\max} für

$$\operatorname{tg} \varphi' = \frac{C_2}{C_1} = \frac{M_B - M_A}{2 D} \cotg \frac{\alpha}{2} \dots \dots (16)$$

Man erhält die Formel

$$M_{\max} = C_1 \sec \varphi' - g k^2 = D \sec \frac{\alpha}{2} \sec \varphi' - g k^2 \dots (17)$$

die sich von der Formel

$$M_M = D \sec \frac{\alpha}{2} - g k^2 \dots \dots (18)$$

durch den Faktor $\sec \varphi'$ unterscheidet und ebenfalls eine bequeme Berechnung von M_{\max} gestattet.

Das Zusatzglied M_Z ist

$$M_Z = M_{\max} - M_M = C_1 (\sec \varphi' - 1) \dots (19)$$

Für die bei Flugzeugholmen vorkommenden Belastungsverhältnisse ist $\operatorname{tg} \varphi'$ so klein, daß mit großer Annäherung

$$\sec \varphi' = 1 + \frac{1}{2} \operatorname{tg}^2 \varphi'$$

gesetzt werden darf. Der genaue Wert $\sec \varphi'$ ist etwas kleiner; man bewegt sich also mit dieser Annäherung auf der sicheren Seite und erhält die einfache Formel

$$M_Z = \frac{(M_B - M_A)^2}{8 D \left(\sec \frac{\alpha}{2} - \cos \frac{\alpha}{2} \right)} \dots (20)$$

Zahlenbeispiel:

$s = 320 \text{ cm}$, $J = 280 \text{ cm}^4$, $E = 120\,000 \text{ kg/cm}^2$, $g = 2 \text{ kg/cm}$,

$S = 3206 \text{ kg}$, $M_A = 5150 \text{ kgcm}$, $M_B = 35\,200 \text{ kgcm}$,

$$\frac{1}{2} (M_A + M_B) = 20\,175 \text{ kgcm},$$

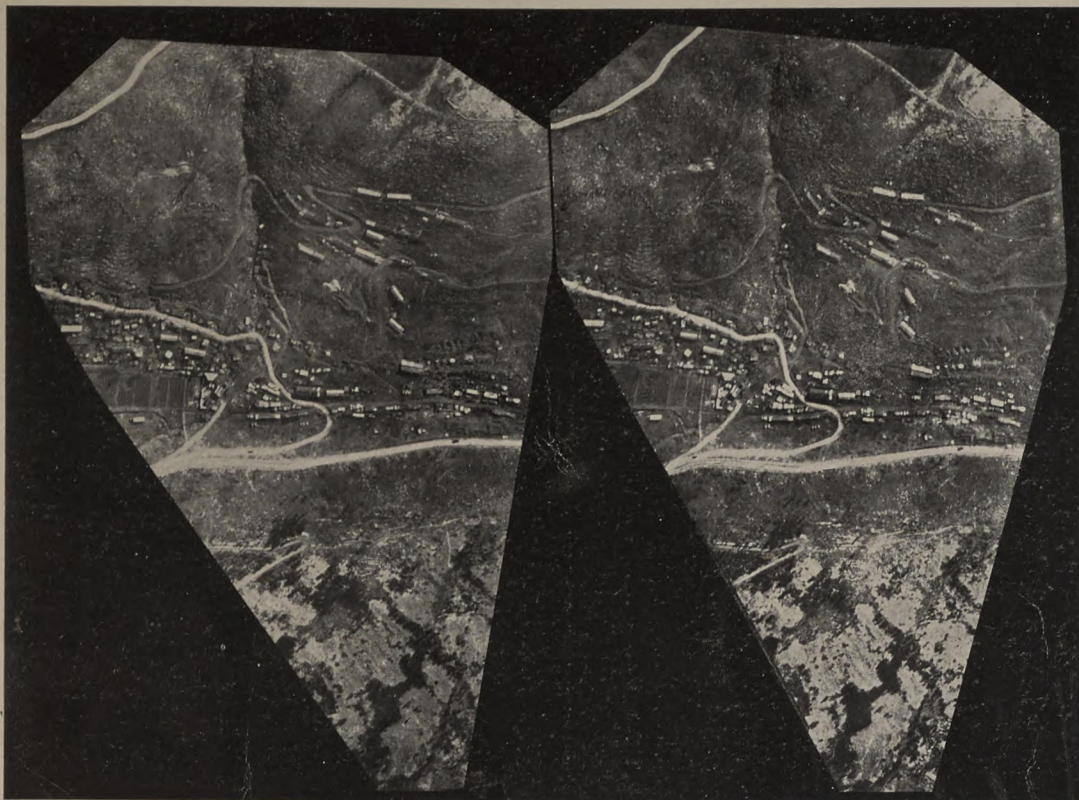


Bild 1.
Vallone-Tal, Italienische Barackenanlagen bei Devetaki.
Flughöhe 3800 m, Brennweite 50 cm, Basis ca. 350 m.
April 1917.

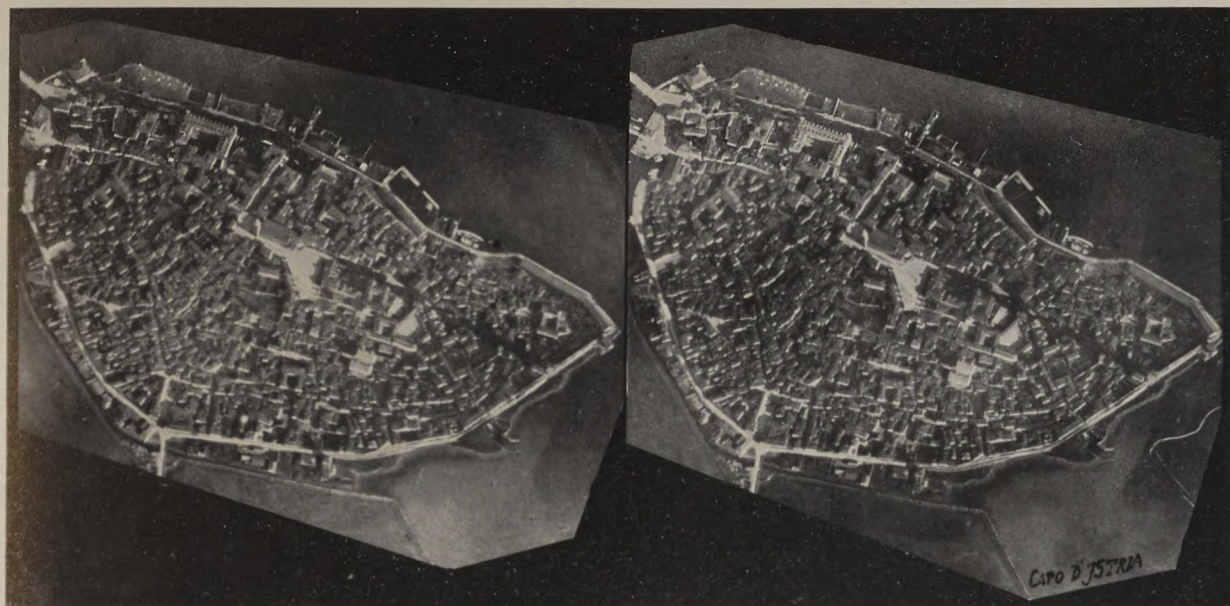


Bild 2.
Capo d'Istria, (Städteaufnahme, schwach geneigt).
Flughöhe 2500 m, Brennweite 30 cm, Basis ca. 300 m.
Juni 1917.



Bild 3.
Maskierte italienische Gebirgsstraßen im Jeza-Gebiet. (Kolovratrücken.)
Flughöhe 4600 m, Terrainhöhe ca. 900 m, Brennweite 50 cm, Basis ca. 400 m.
Mai 1917.

$\beta_{\max} = 4,5145 \quad 1,3558 \quad 0,9648 \quad 0,7665 \quad 0,6150.$

$$k^2 = \frac{EJ}{S} = 10480,35 \text{ cm}^2, gk^2 = 20960,7 \text{ kgcm},$$

$$D = gk^2 - \frac{1}{2}(M_A + M_B) = 785,7 \text{ kgcm}.$$

$$\mathcal{E} = \frac{\pi^2 k^2}{s^2} = 1,010126, {}^1)$$

$$\sec \frac{\alpha}{2} = \frac{1,010126 + 0,27279}{0,010126} = 126,695, \cos \frac{\alpha}{2} = 0,008,$$

$$M_M = 785,7 \cdot 126,695 - 20960,7 = 78584 \text{ kgcm},$$

$$M_Z = \frac{(35200 - 5150)^2}{8 \cdot 785,7 (126,695 - 0,008)} = 1134 \text{ kgcm},$$

$$M_{\max} = M_M + M_Z = 79718 (79710) \text{ kgcm}.$$

Die eingeklammerte Zahl ist das Ergebnis der genaueren Rechnung nach Gl. (17) oder (5) ²⁾.

Mit

$$M_0 = \frac{gs^2}{8} = 25600 \text{ kgcm} \text{ und } 0,6(M_A + M_B) = 24210 \text{ kgcm},$$

liefert [18] den unbrauchbaren Wert

$$M_{[18]} = \frac{25600 \mathcal{E} - 24210}{\mathcal{E} - 1} = 20175 = 142695 \text{ kgcm} = 1,790 M_{\max}.$$

Tabelle 5 enthält eine Zusammenstellung der für verschiedene Knicksicherheiten unter Beibehaltung der Belastungen $g = 2 \text{ kg/cm}$, $M_A = 5150 \text{ kgcm}$, $M_B = 35200 \text{ kgcm}$ berechneten Momente M_{\max} und $M_{[18]}$. Im Falle $\mathcal{E} = 4,5$ ist $M_{[18]}$ ein brauchbarer Näherungswert für M_M , und es gibt auch Werte \mathcal{E} , für die $M_{[18]}$ nur wenig von M_{\max} abweicht. Im allgemeinen ist aber [18] keine zuverlässige Näherungsformel für das größte Feldmoment ³⁾.

Tabelle 5.

S (kg)	\mathcal{E}	M_M (kgcm)	M_Z (kgcm)	M_{\max} (kgcm)	M_{\max} nach (17) (kgcm)	$M_{[18]}$ (kgcm)	$\frac{M_{[18]}}{M_{\max}}$
3206,0	1,010126	78584	1134	79718	79710	142695	1,790
3175,0	1,0200	42888	1764	44652	44581	74925	1,680
2990,0	1,0831	14973	3023	17996	17883	22152	1,238
719,7	4,500	5794	2500	8294	8264	5822	0,705

Je kleiner \mathcal{E} ist, desto mehr nähert sich M_{\max}/M_M dem Werte 1. Liegt α so nahe an π , daß man $\sin \alpha = \pi - \alpha$ und $\cos \alpha = -1$ setzen darf, so erhält man nach (6)

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{2gk^2 - M_A - M_B}{(gk^2 - M_A)(\pi - \alpha)}.$$

¹⁾ Wird Wert auf größere Genauigkeit gelegt, so muß, da $\mathcal{E} - 1$ bei der Berechnung von $\sec \frac{\alpha}{2}$ als Teiler auftritt, ein nahe an 1 liegendes \mathcal{E} möglichst genau bestimmt werden. Bei praktischen Rechnungen lassen sich runde Zahlen \mathcal{E} durch eine geringfügige Änderung von S erreichen.

$$\begin{aligned} {}^2) \sec \frac{\alpha}{2} &= 126,695, \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = 126,691, \operatorname{tg} \varphi' = \frac{35200 - 5150}{2 \cdot 785,7 \cdot \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}} = \\ &= 0,150943, \sec \varphi' = 1,01133 \end{aligned}$$

$$M_{\max} = 785,7 \cdot 126,695 \cdot 1,01133 - 20960,7 = 79710 \text{ kgcm}.$$

Für die Praxis genügt selbstverständlich eine minder genaue Rechnung.

³⁾ Beim Lesen der Korrektur dieses Aufsatzes erhielt ich Heft 9 u. 10 mit der Arbeit von Lewe. Für den dort mit Hilfe einer Kurventafel behandelten Hinterholm eines Einstiegers:

$$s = 375 \text{ cm}, J = 1414 \text{ cm}^4, E = 120000 \text{ kg/cm}^2, g = 5,70 \text{ kg/cm}, S = 7043 \text{ kg}, M_A = 0, M_B = 134500 \text{ kgcm}$$

findet man

$$M_M = 60110 \text{ kgcm}, M_Z = 13140 \text{ kgcm}, M_{\max} = 73250 \text{ kgcm}.$$

Die genauere Formel (17) liefert den nur wenig hiervon abweichenden Wert $M_{\max} = 72820 \text{ kgcm}$.

Aus der Kurventafel wird auf S. 109 $M_{\max} = 80000 \text{ kgcm}$ gefolgert, und [18] gibt $M = 60720 \text{ kgcm}$, d. i. ein guter Näherungswert für M_M , der aber um 12 v. H. kleiner ist als M_{\max} .

Für sehr kleine Zahlen $\mathcal{E} - 1$ darf man weiter setzen:

$$\sec \varphi = \operatorname{tg} \varphi, \sqrt{\mathcal{E}} = \frac{1}{2}(\mathcal{E} + 1), \alpha = \frac{2\pi}{\mathcal{E} + 1}$$

$$\frac{2}{\pi - \alpha} = \frac{2}{\pi} \frac{\mathcal{E} + 1}{\mathcal{E} - 1} \sim 0,64 \frac{\mathcal{E} + 1}{\mathcal{E} - 1},$$

und erhält dann den von $M_B - M_A$ unabhängigen einfachen Ausdruck

$$M_{\max} = 0,64 \frac{\mathcal{E} + 1}{\mathcal{E} - 1} \left(gk^2 - \frac{M_A + M_B}{2} \right) - gk^2. \quad (21)$$

Das gibt für unser Zahlenbeispiel im Falle $\mathcal{E} = 1,010126$

$$\begin{aligned} M_{(21)} &= \frac{0,64 \cdot 2,010126 \cdot 785,7}{0,010126} - 20960,7 = \\ &= 78860 \text{ kgcm} = 0,989 M_{\max}. \end{aligned}$$

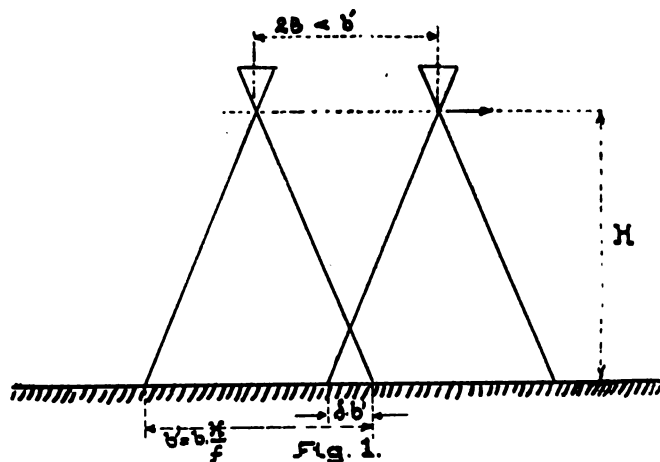
April 1919.

Stereophotographie vom Flugzeug aus.

Von W. Klemperer, Dresden.

Die Photographie aus dem Flugzeuge hat im Dienste des Krieges, namentlich in Deutschland und Österreich-Ungarn, einen so hohen Grad von Vollkommenheit erreicht, daß sie reif ist, in die Friedensarbeit der vermessenden Terrainaufnahme, insbesondere in unwegsamem Gebiet, im Gebirge etc., und für verschiedene andere Zwecke als ein gediegenes und bequemes Verfahren übernommen zu werden. Die Aufnahmen, die mit flachgeneigter optischer Achse gemacht werden, kommen für exakte Bearbeitung weniger in Betracht. Sie lassen Geländeeinheiten weniger deutlich erkennen¹⁾, sei es daß im Flachlande die große Erstreckung der Tiefenausdehnung des Bildes die Verzerrung desselben und sehr kleine Maßstäbe im Ferngrund mit sich bringt, sei es, daß im Gebirge Bergpartien einander überdecken. Die geeigneten Aufnahmen haben allenfalls einen gewissen Wert als Panorama- oder Übersichtsaufnahmen zur leichteren Einorientierung von Grundrißbildern.

Diese letztgenannten, die senkrechten oder nahezu senkrechten Aufnahmen, liefern die wesentlichen und geeignetsten Bilder für eine eingehende Auswertung. Durch sinngemäßes Zusammenfügen (Aneinanderkleben, Zusammenkopieren) der Abzüge von im Fluge in geeigneten Zeitintervallen aufeinander folgend gemachten Aufnahmen werden die sogenannten



Reihenbilder hergestellt, welche zusammenhängende größere Geländegebiete in der photographischen Wiedergabe darstellen. Um Lücken im Bilde mit Sicherheit zu vermeiden, wird mit einer gewissen Überdeckung (δ) der aufeinander folgenden Aufnahmen gearbeitet (Fig. 1).

Erste Bedingung für das zwanglose Aneinanderpassen der Bilder ist Einhaltung der Flughöhe während der Aufnahmen und senkrechte Richtung der optischen Achse der Kamera. Fehler in der Flughöheninnehaltung müssen durch

¹⁾ Der Wert von geneigt aufgenommenen Ansichten von Baulichkeiten etc. aus niedriger Höhe soll nicht etwa hierdurch in Abrede gestellt werden.

Vergrößerung oder Verkleinerung der Bilder auf einheitlichen Maßstab beseitigt werden, wenn sie gewisse Toleranzen überschreiten. Geneigte Aufnahmen können bis zu einem gewissen Grade durch schiefe Projektion in Grundrißbilder umgebildet werden, doch ist dieses Verfahren mit Rücksicht auf eine ev. Verzerrung der Formationen auf verschiedenen Niveaus besonders im Gebirge sehr begrenzt.

Für ein genaues Ausmachen von Einzelheiten, dort wo dies auf eine Unterscheidung geringer Niveaudifferenzen hinausläuft, ist nun die photographische Aufnahme oft nur mangelhaft geeignet. Auch die Verteilung von Licht und Schatten gibt vielfach über die Lage von Erhebung und Einsenkung nur ungenauen, verzerrten oder auch manchmal unrichtigen Aufschluß. Nun kommt aber für vermessungstechnische Zwecke gerade der Ermittlung kleiner Tiefenunterschiede besondere Bedeutung zu. Im Dienste der Kriegführung ist die Erkennung von Böschungen, Gräben, Löchern, Deckungen, Dämmen, Gipfeln und Kämmen, Stellungen und anderen Erdbauten eine der wichtigsten Aufgaben der taktischen Luftbildauswertung. In der Friedensarbeit gipfelt die Ermittlung von Kämmen, Gipfeln, die Verfolgung von Wasserläufen, Tracen und Kommunikationen, Abhängen und anderen in die Tiefe sich erstreckenden Formationen schließlich in der direkten Aufnahme der Schichtenlinien. Ebenso kommt es im Küstendienst auf Lokalisierung von Wracks, Minen, Untiefen, Sandbänken, Küstenveränderungen, daher auf die Erkennbarkeit kleinster Niveauunterschiede an.

Für diese sämtlichen Zwecke ist nun in der Stereoskopie das geeignete Hilfsmittel gegeben. Dieses Verfahren birgt überdies den Vorteil, Platten- oder Papierfehler mit Sicherheit als solche erkennen zu lassen und eine Verwechslung mit Terrainobjekten auszuschließen, da solche nur auf einem der Teilbilder vorhanden sind und bei stereoskopischer Betrachtung in einer unbestimmten Ebene schwebend erscheinen und sofort auffallen. Die Stereoskopie stellt dem Flieger die Aufgabe, zwei unabhängige Aufnahmen ein und desselben Terrainbereiches von verschiedenen Standorten aus zu machen. Die Bilder werden dann in einem besonderen binokularen Betrachtungsapparat untersucht, wobei der stereoskopische Effekt die Tiefenauswertung ermöglicht. Zur stereoskopischen Auswertung doppelt aufgenommener Reihenbilder (Reihenbilderpaare) dienen besonders hierfür konstruierte Betrachtungsapparate. Eine direkte Konstruktion der Schichtenlinien in das Bild mit Hilfe des Stereokomparators ist in erster Linie an eine exakte Messung der Standlinie gebunden. Diese ist nicht in allen Fällen gegeben. Beispielsweise begnügt sich die taktische Auswertung gern mit einer qualitativen stereoskopischen Analyse. Das nämliche wird vom Küstendienst gelten können.

Die Wahl der Größe der Standlinie ist aber immerhin von grundlegender Bedeutung. Sie ist für den stereoskopischen Effekt, die Plastik, maßgebend. Dem Beschauer aus großer Höhe bietet sich das Terrain mit Ausnahme des Hochgebirges fast eben, bildhaft unplastisch dar. Die Grenze der stereoskopischen Tiefenwahrnehmung durch das ruhende, menschliche Zweiaugensystem ist durch den kleinsten unterscheidbaren Sehwinkelbetrag, welcher ca. $\frac{1}{2}$ Winkelminute beträgt, bestimmt. Dies hat zur Folge, daß etwa Wagen, Gräben o. dgl. von ca. 2 m Höhe aus mehr als 50 m Flughöhe, ein 10 m hohes Haus aus über 120 m Flughöhe betrachtet, nicht mehr plastisch vom Grunde abgehoben dem ruhenden Augenpaar sich darbieten würden. Bei einer Flughöhe von mehr als 500 m über den Gipfeln der höchsten ins Auge fallenden Terrainerhebungen würden keinerlei Tiefenunterschiede mehr durch natürlich binokular-stereoskopische Betrachtung zum Bewußtsein gelangen. Vielmehr sind wir in diesem Falle darauf angewiesen, durch dauernde Beobachtung mit den im Weiterflug über das Terrain hinbewegten Augen aus der kontinuierlichen, relativen Verschiebung der Niveauschichten erst vernunftsmäßig Schlüsse auf die Tiefenunterschiede zu machen. Diese Erscheinung geht aber bei photographischer Wiedergabe, da man zu kinematographischen Methoden für die vorliegenden meßtechnischen Zwecke nicht greifen kann, verloren.

Diese Tatsachen bringen es mit sich, daß man verhältnismäßig große Standlinien insbesondere bei großer Flughöhe wählen muß, um die Tiefenunterscheidung auf jenes Maß herauf zu setzen, welches einem naturgetreuen, plastischen

Terrainmodell bei Betrachtung aus entsprechender Nähe zukommen würde.

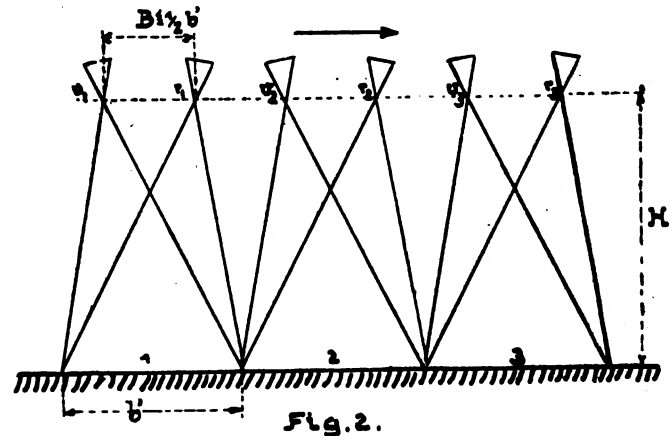
Im Betrachtungsapparat erscheint das (virtuelle) Bild durch die Lupe betrachtet, im Abstand der deutlichen Seeweite s (meist 0,25 m). Bei vollkommeneren Apparaten wird den Augachsen auch die zugehörige Parallaxe (Konvergenz) von $p = 0,26$ bzw. ca. 15° zugestanden, entsprechend einer mittleren Augenstellung von $a = 0,065$ m. Dem würde eine Parallaxe der Aufnahmekamerastellungen von 15° und somit eine Standlinie B (Basis) von $B = p \cdot H = 0,26 \cdot H$, also etwa $\frac{1}{4} H$ entsprechen, wenn H die Flughöhe angibt.

Im Betrachtungsapparat erscheinen die Tiefenausdehnungen gegenüber den Grundrißerstreckungen relativ vergrößert oder verkleinert, wenn die Bildvergrößerung durch die Optik des Betrachtungsapparates mit dem virtuellen Bildabstand und der Aufnahms- sowie Betrachtungsparallaxe nicht in Einklang steht.

Die Praxis hat nun gelehrt, daß man mit Standlinien von $0,1 H$ bis $0,2 H$, also ein Zehntel bis ein Fünftel der Flughöhe erfolgreich arbeiten kann. Es empfiehlt sich, die kleineren Werte bei niedrigen Flughöhen und im Gebirge, die größeren bei großen Flughöhen und im Flachland, wenn es sich um kleinste Niveauunterschiede handelt, anzuwenden.

Im folgenden sollen nun eine Reihe von praktischen Methoden zur Aufnahme der Doppelbilder vorgeführt werden.

1. Die einfachste Methode, welche keinerlei Vorbereitungen bedarf, besteht darin, daß mit einer Kamera von einem und demselben Flugzeuge zeitlich hintereinander zwei Aufnahmen vom gleichen Terrainschnitt gemacht werden. Am besten erreicht man dies, indem zur ersten Aufnahme die Kamera etwas nach vorn, zur zweiten Aufnahme etwas nach hinten geneigt wird. Derartige Bilder wirken sehr platisch, sind aber ohne Entzerrung nicht fortlaufend zu Reihenbildern zusammenzusetzen. Die Zusammensetzung erfolgt sonst in



der Weise, daß die sämtlichen Vorderbilder das eine (linke), die Rückwärtsbilder das andere (rechte) Reihenbild liefern. Fig. 2. Die Basis ist durch folgende Gleichung bestimmt

$$B \sim \frac{1}{2} \frac{b}{f} \cdot H.$$

wobei f die Brennweite und b die Plattenbreite in der Flugrichtung gemessen bedeutet. Hierbei ist vorausgesetzt, daß man nicht das Zeitintervall zwischen einer Rückwärtsaufnahme und der darauf folgenden Vorwärtsaufnahme wesentlich kleiner machen kann als das nachfolgende Intervall. Fordert man eine Bildüberdeckung von $\delta \cdot b$, so wird

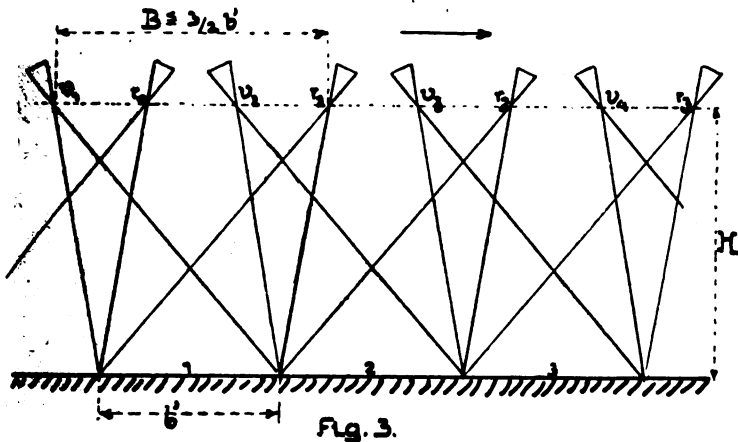
$$B = \frac{1}{2} \frac{b}{f} \cdot (1 - \delta) \cdot H.$$

Die Parallaxe, also der Wert des Verhältnisses von Standlinie zu Flughöhe bei Bildgröße 13×18 ($b = 0,13$ m in der Flugrichtung) ist in folgender Tabelle für verschiedene Brennweiten und Überdeckungen angegeben:

f	$\delta = 30\%$	20%	10%	Überdeckung
0,3 m	0,150	0,175	0,195	
0,5 m	0,091	0,104	0,117	
0,7 m	0,065	0,075	0,084	

Erlauben sich also bei größeren Brennweiten nur kurze Standlinien verwirklichen.

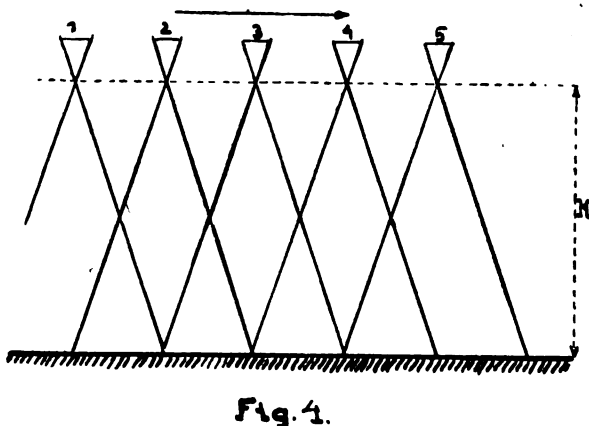
Eine Vergrößerung der Standlinie auf etwa das Dreifache des obigen Wertes ist dadurch möglich, daß bei der Rückwärtsaufnahme nicht der Raum der letzten, sondern der der vorletzten Vorwärtsaufnahme photographiert wird. Fig. 3.



Bei diesem Verfahren wird allerdings die Plastik bereits unvorteilhaft übertrieben, und eine Zusammenstellung zu Reihenbilderpaaren ist auch mit Entzerrung dann in den seltensten Fällen möglich.

Ist die Kamera im Flugzeug nicht beweglich eingehängt, sondern mit senkrechter Visierlinie starr eingebaut, wie das insbesondere bei großer Brennweite und vor allen bei den »Photo-Einsitzern« angebracht ist, so muß das Neigen der optischen Achse durch Neigen des ganzen Flugzeugs im Augenblicke der Exposition durch den Flugzeugführer hervorgebracht werden, was für diesen einige Geschicklichkeit und Übung voraussetzt, insbesondere hinsichtlich der Einhaltung der Flughöhe.

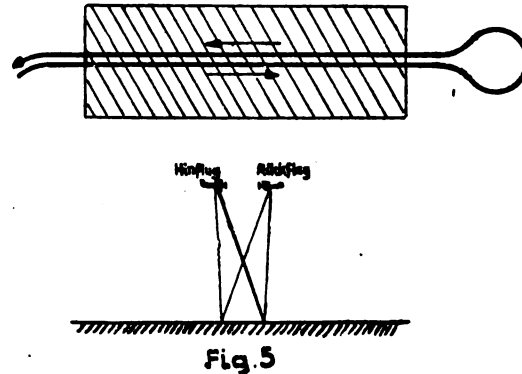
2. Begnügt man sich aber mit den kleineren Standlinien, wie sie in obiger Tabelle angegeben sind, so kann man auch bei senkrecht hängender, nicht geschwenkter Kamera stereoskopische Reihenbilderpaare erhalten, welche ohne Entzerrung als exakte Grundrißbilder aneinander passen. Man erhält nämlich bei diesem Verfahren (Fig. 4) mehr als 50 % Überdeckung. Leider führt das naheliegende Verfahren, hierbei die ungrad- und geradzahlgigen Bilder zu je einem Reihenbilde zu vereinigen, zu keinem brauchbaren stereoskopischen Effekt, weil die Aufnahmerichtung dann periodisch ihren Sinn ändern würde. Man müßte vielmehr jeweils die Vorderhälften der sämtlichen Aufnahmen zu dem einen (linken) Reihenbild vereinigen und mit allen Hinterhälften ebenso für das andere (rechte) verfahren.



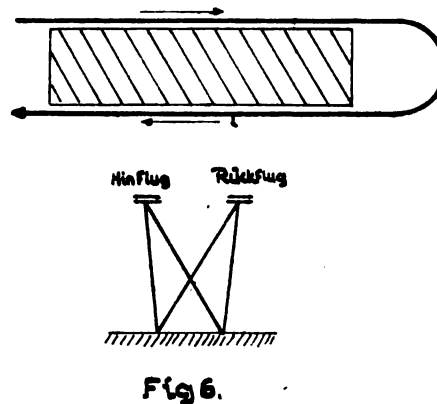
Für automatische Photoapparate (sog. Reihenbildner) sind die Methoden 1 und 2 nicht anwendbar, weil bei deren kurzer Filmbreite die Standlinie zu klein würde.

3. Jede beliebig große Standlinie kann man verwirklichen, wenn man die zum rechten und linken Bild gehörigen Aufnahmen nicht abwechselnd hintereinander macht, sondern erst die ganze eine (rechte) Serie vollendet und dann die andere

(linke) zusammenhängend aufnimmt. Man muß zu diesem Zwecke die Kamera mit konstant geneigter Visierlinie (die Neigung gleich der halben Parallaxe, also etwa 1 : 10 bis 1 : 20) einbauen und dann die aufzunehmende Terrainstrecke zweimal in entgegengesetzter Richtung abfliegen. Neigt man die Kamera in der Kielebene, so muß man den Flug nach der Grundrißfigur (Fig. 5) einrichten: In sich zurückkehrende Kehrschleife.



Neigt man aber die optische Achse in der Spantebene, so hat man den Rückflug parallel zum Hinflug im Abstand der Standlinie zu dirigieren (Fig. 6). Hierbei ist der Radius der Kehrschleife in größerer Höhe größer zu wählen, was man leicht einüben kann. Dieses Verfahren hat den Vorteil, daß der Flugzeugführer oder Beobachter leichter über Bord das aufzunehmende Gelände überblicken und ansteuern kann.



Für die Verwendung dieser »Hin- und Rückflugmethoden« ist die Anbringung eines praktischen Suchers Grundbedingung.

4. Um nun die unter Punkt 3 angeführte Methode von der lästigen Verzeichnung zu befreien, und die direkte Reihen-zusammenstellung der Originalaufnahmen zu ermöglichen, ist es sehr zweckmäßig, die Entzerrung bereits in der Aufnahmekamera vorzunehmen (wie dies bei Methode 2 ja auch geschieht). Um dabei jedoch die volle Bildbreite b auszunützen und daher große Standlinien zu verwirklichen, versetzt man vorteilhafterweise das Objektiv der Aufnahmekamera gegen die Plattenmitte um die halbe gewünschte Parallaxe. Gute Objektive zeichnen scharf genug aus, um eine Exzentrizität von $1/10$ des Fokus zu vertragen, was einer Standlinie von $0,2 H$ entspricht. Die Platte bleibt dann wagerecht und die optische Achse senkrecht. Das Arbeiten mit so präparierten Kameras gestaltet sich überaus einfach.

5. Geht man einen Schritt weiter in der Vervollkommenung des Verfahrens 1, welches das Merkmal geringerer Zeitintervalle zwischen den rechten und den linken Bildern bietet — was unter Umständen als Vorteil empfunden werden kann — so ist an Stelle des Schwenkens der Kamera eine Verschieblichkeit des Objektes gegen die Platte in einer Ebene parallel zur letzteren vorzusehen. Hierbei kann der Tubus entweder am Objektiv oder an der Kassette fest sein. Zur Vorderaufnahme wird das Objektiv in Vorderstellung (bzw. Kassette in Hinterstellung) gebracht und umgekehrt. Nach jeder Aufnahme wird die Stellung gewechselt. Dies kann auch durch einen Automaten geschehen. Der Vorteil der Einstellbarkeit der Objektivver-

lung auf verschiedene relative Standlinien ist evident, jedoch wieder durch Rücksichten auf Überdeckung und Scharfzeichnung begrenzt.

6. Derartige Mechanismen sind kompliziert und teuer. Eventuell ist es auch zweckmäßig, einfach 2 Objektive nebeneinander anzuordnen, die abwechselnd zur Exposition geöffnet werden, während der Zwillings verdeckt bleibt. Beide arbeiten auf eine Kassette (natürlich auf aufeinanderfolgende Platten). Der nämliche Effekt wird erreicht durch Verwendung zweier abwechselnd verdeckter Kassetten nebeneinander mit zusammen einem Objektiv. Solche Anordnungen bedingen größere Standlinien als die unter 1 in der Tabelle gegebenen. Die obere Grenze der Parallaxe ist durch den Durchmesser der scharf ausgezeichneten Bildfläche bestimmt. Eine weitere Möglichkeit, deren Erwähnung hierher gehört, ist die Kombination zweier zusammengebauter Kameras, die nach Punkt 4 eingerichtet sind und in entsprechendem Intervall betätigt werden.

7. Alle bisher beschriebenen Methoden haben gemeinsam, daß die zusammengehörigen rechten und linken Bilder zu verschiedener Zeit aufgenommen werden. Dies hat den Vorteil, daß bewegliche Gegenstände (z. B. Wagen, Eisenbahnen, Schiffe, Rauchsäulen etc.) an dem „unplastischen Doppelbild“ sofort auffallend in die Erscheinung treten. Auch ihre Bewegungsrichtung läßt sich ermitteln, wenn man die chronologische Reihenfolge der Teilbilder kennt.

Wo jedoch auf diese Erscheinung weniger Wert gelegt wird, empfiehlt sich eine andere Methode, welche andere namhafte Vorteile, insbesondere den einer genauen Bestimmbarkeit der Standlinie und den leichter Höheneinhaltung birgt. Diese Methode besteht in der Verwendung zweier Flugzeuge, die im Abstande der Standlinie fliegen und von denen jedes mit einer geneigten Kamera oder besser mit einer solchen mit versetztem Objektiv ausgerüstet ist. Ist die Kamera so eingebaut, daß die Visierlinie in der Kielebene liegt, so müssen die Flugzeuge in Kiellinie hintereinander herfliegen, das vordere hat die rückwärts photographierende Kamera und umgekehrt. Ist hingegen die Kamera mit seitwärts (in der Spantebene) geneigter Visierlinie angeordnet, so fliegen die Flugzeuge parallel nebeneinander her. Beides ist in der Praxis gut ausführbar, auch mit Einsitzern. Beide Flugformationen haben ihre Vor- und Nachteile. Allerdings wird bei großen Höhen die Entfernung der Flugzeuge zu groß, um genügenden Kontakt in der Navigation aufrechtzuerhalten; dann muß man sich mit geringerer Parallaxe begnügen.

Bei dieser Art des Fluges übernimmt am besten das eine, und zwar das navigatorisch schwächere Flugzeug die Höhenführung. Für das andere ist es dann ein leichtes, durch Vergleichen mit dem Horizont die gleiche Höhe dauernd ziemlich exakt innezuhalten.

Messung der Standlinie.

Wie schon betont, genügt für viele Zwecke eine ganz ungefähre Angabe über die Größe der Standlinie. In solchen Fällen reicht das Einhalten konstanter bestimmter Zeitintervalle nach der Stoppuhr aus. Diese Periode, mit der absoluten Fluggeschwindigkeit multipliziert, ergibt die Standlinie. Sehr praktisch ist es, die Stoppuhr mit dem Expositionsmechanismus derart zu verbinden, daß bei jeder Exposition drei Drücke auf den Knopf der Stoppuhr ausgeübt werden, so daß diese arretiert wird, zurückspringt und wieder anläuft. Die Fluggeschwindigkeit wird aus der Anemotachometerangabe unter Berücksichtigung von Windstärke und Richtung ermittelt. Die Winddaten werden aus den Angaben der meteorologischen Stationen als höhenschichtenweise bekannt vorausgesetzt. Genauer ist die Bestimmung der Geschwindigkeit durch Anvisieren von Terrainobjekten mit vertikalisierten Visierapparaten (z. B. Bombenwurfzielfernrohre).

Die einwandfreieste Methode, welche für stereophotogrammetrische Zwecke einzig in Frage kommen dürfte, ist jedoch eine nur dann anwendbare, wenn, wie unter Punkt 7 beschrieben, zwei Flugzeuge zusammen arbeiten. Man ordnet zu diesem Zwecke an dem einen der Flugzeuge zwei recht weit abstehende deutliche Marken an bzw. mißt den Abstand zweier markanter Punkte (z. B. den äußeren Stielabstand oder den Abstand von Propellernabe bis Seitensteuerachse). Im anderen Flugzeug wird eine weitere Kamera starr so angeordnet, daß sie immer auf das erste Flugzeug gerichtet ist. Mit jeder

Bodenaufnahme wird dann immer gleichzeitig eine Aufnahme des Gegenflugzeuges gemacht. Aus dessen Bildgröße läßt sich dann auf einfachste Weise der Abstand der Flugzeuge berechnen. Eventuell müssen besondere Vorrichtungen vorgesehen werden, welche die gleichzeitige Exposition in beiden Flugzeugen gewährleisten. In Frage kommen automatische Apparate, die ab und zu durch optische Signale o. dgl. hinsichtlich Synchronismus zu kontrollieren sind.

Es bedarf keiner Erwähnung, daß geeignete Sucher, womöglich mit Andeutung von Visierlinie und Bildausschnitt vorhanden sein müssen, um stereoskopisch zu arbeiten. Die verschiedensten Konstruktionen als Rahmensucher, Fernrohr, insbesondere solches mit langbrennweitigem, großem Okular, Winkelfernrohre »Sottoskop« von Reichert) sind in Gebrauch. Besonders zweckmäßig sind Visiereinrichtungen zum Ansteuern, das sind solche, welche auch das Vorterrain erkennen lassen (Ansteuermarken, Doppelsottoskop etc.).

Endlich sei noch erwähnt, daß aus der Höhe aufgenommene Wolkenstereogramme, deren Teilbilder nach der Zweiflugzeugmethode und möglichst gleichzeitig aufgenommen werden, einen besonders lehrreichen Einblick in den räumlichen Aufbau der Wolkengebilde bieten und für den Meteorologen von hervorragendem Interesse sind.

Die beigegebenen Stereogramme veranschaulichen, welche Fülle von Einzelheiten, deren Deutung bei monokularer Betrachtung um Wesentliches zurückstehen würde, bei stereoskopischer Untersuchung in die Erscheinung treten. Hiervon kann man sich mit jedem der gebräuchlichen Handstereoskope überzeugen.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

(Fortsetzung.)

Mechanische Eigenschaften:

Bruchfestigkeit	115,5 kg/mm ²
Dehnung	8,5 v. H.
Einschnürung	45 v. H.

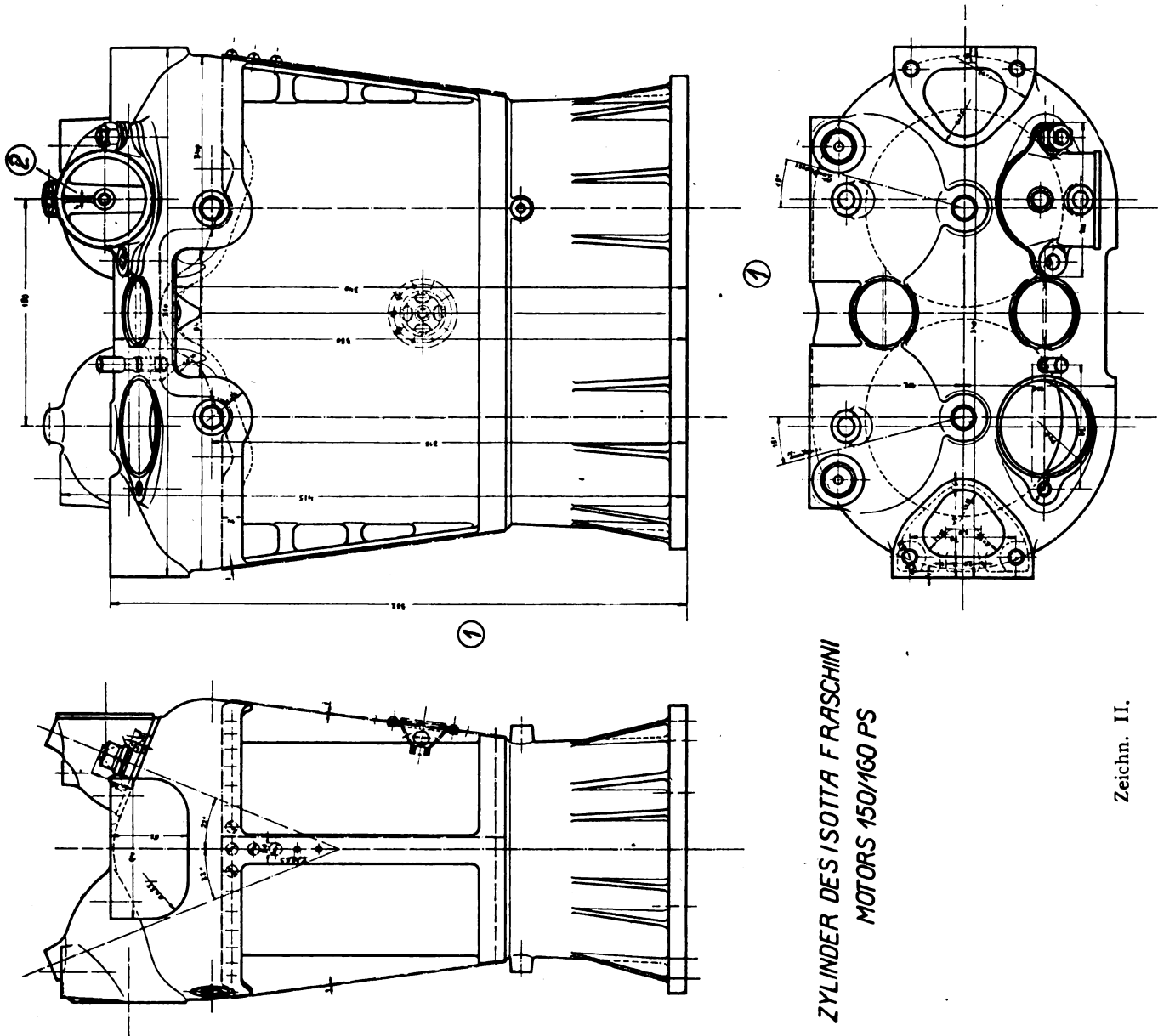
Die metallographische Untersuchung ergab ein eingezetzt Material mit martensitischem Kleingefüge. Die Einsatzschicht war 1,1 mm stark.

Die Schwinghebelstellschraube und deren Sicherung ist außer in den Fig. 6 und 8 in Zeichn. III, Pos. 8 bis 10 ersichtlich, die Nockenwelle und ihre Details in den Zeichn. III, Pos. 3, das aus Bearbeitungsrücksichten zweiteilige Steuerwellengehäuse und seine Details in Zeichn. IV, Pos. 11, 12 und 16 bis 37.

Der Motor ist zum Anlassen mit Dekompressionseinrichtung ausgestattet, die durch den im Steuerwellengehäuse-Abschlußdeckel gelagerten Dekompressorhebel (siehe Zeichn. IV, Pos. 26 bis 29) betätigt wird. Die Dekomprimierung erfolgt durch axiale Verschiebung der durch eine Feder in der Betriebslage gehaltenen Steuerwelle, wodurch die auf den Nocken vorgesehenen Dekompressornocken die entsprechenden Nockenhebel anheben.

Eine weitere Eigenart des Motors bildet die Anordnung der Ventildfedern. Die beiden Saug- und die beiden Auspuffventile eines jeden Zylinderblockes (siehe Zeichn. XIII, Pos. 53 bis 58) hängen nämlich an je einem gemeinsamen Querhebel, so zwar, daß dieser einfach an seinen beiden Enden in Langlöchern der Ventilschäfte steckt. In der Mitte trägt dieser Querhebel, an einem Bolzen drehbar gelagert, den oberen Federteller, der unten in einem Schaft mit kugelförmigem Kopf endet. Der kugelförmige Kopf gleitet bei den Schwingungen des Federtellers in einer am Zylinder sitzenden zylindrischen Führung, kann sich dabei jedoch so drehen, daß der Federteller nach allen Richtungen ausschlagen kann. Zwischen diesem Federteller und einer entsprechenden Ausnehmung im Zylinderkopf sitzt die für beide Ventile einer Zylinderblockseite gemeinsame Ventildfeder. Diese ganze Anordnung, die auf mehreren Abbildungen deutlich erkennbar ist, bringt viele Vorteile mit sich. Zunächst wieder den der Billigkeit, dann aber auch den Vorteil, daß die Feder länger,

Ansicht i. d. Betriebslage.



ZYLINDER DES ISOTTA FRASCHINI
MOTORS 150/160 PS

Zeichn. II.

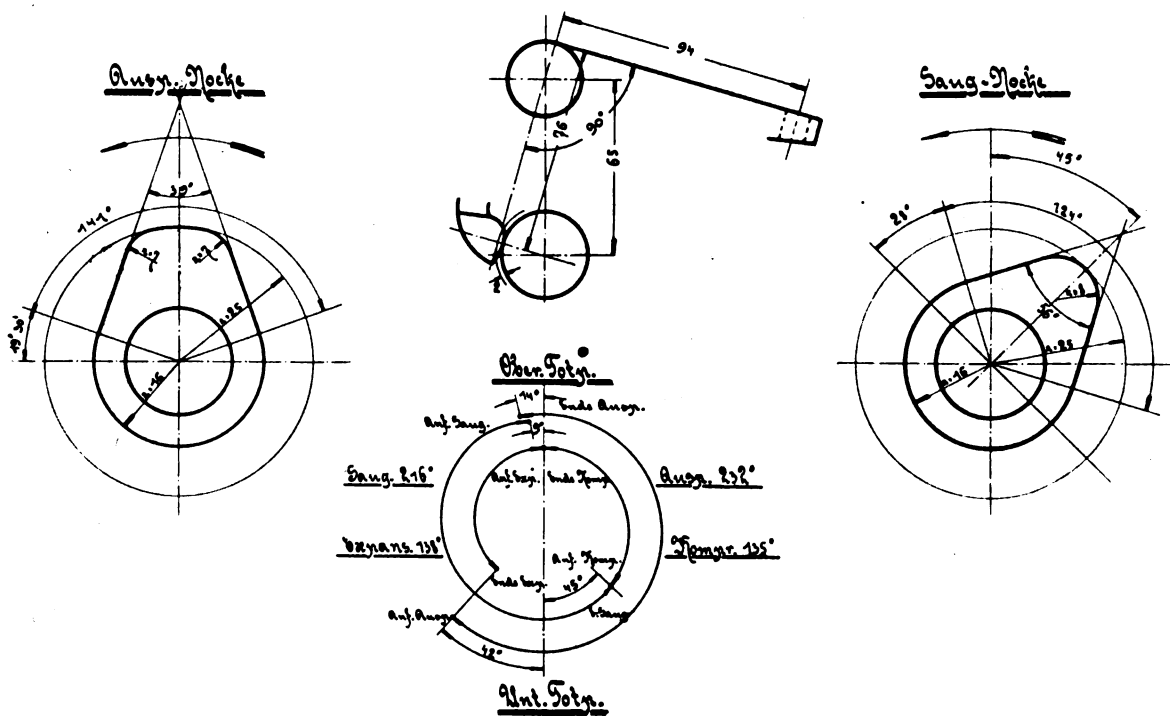
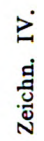


Fig. 10.



daß z. B. das Maximum der Geschwindigkeitskurven mit einem Wendepunkt der Wegkurve zusammenfällt und der Schnittpunkt der Geschwindigkeitskurve mit der Abszissenachse dem maximalen Wert der Wegkurve entspricht. Die Kurven der Beschleunigungen sind auf analoge Weise mit den Differentialquotienten aus der Geschwindigkeitskurve oder mit den zweiten Differentialquotienten aus der Wegkurve gefunden. Auch bei den Beschleunigungskurven wurde auf die Übereinstimmung der markanten Punkte in ähnlicher Weise wie bei den Geschwindigkeitskurven geachtet. Trotz der vorgenommenen Abrundungen lassen sich diese Kurven für die Beurteilung des Verhältnisses zwischen Federkräften und Massenkräften gut verwenden.

(Fortsetzung folgt.)

Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge.

Von O. Enoch.

Der Wunsch nach einem solchen »fliegenden Prüfstand«, der vorteilhaft die Messung von Flugzeugwiderstand, Motoren-, Luftschraubenleistung und -Wirkungsgrad unmittelbar im Fluge ermöglichte, tauchte bereits im Jahre 1915 bei den interessierten Stellen auf und verstärkte sich in dem gleichen Maße, wie sich die Forderung nach äußerster Leistungsfähigkeit unserer Kampftypen erhöhte. Von der »Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, e. V.«, Adlershof, wurde die Aufgabe nach verschiedenen Richtungen hin durchgeführt. Gegenüber dem eigentlichen fliegenden Prüfstand, bei dem der Motor beweglich in einem besonders dafür eingerichteten Flugzeug gelagert werden muß, wurde nach der Erstlingsausführung einer »Meßnabe« seitens der D. V. L. auch von der Luftschrauben-Versuchsabteilung der Flugzeugmeisterei Adlershof die Einschaltung der Meßvorrichtung zwischen Motor und Luftschraube in Gestalt einer Meßnabe für richtig erkannt und eine derartige Konstruktion herausgebracht. Die Kraftmessung erfolgt auch hier durch die von der D. V. L. ausgebildeten gesteuerten Meßdosen nach dem Patent des Professor Bendemann, deren Anwendung die D. V. L. bereitwilligst gestattete. Die Konstruktion der »Flz« (Flugzeugmeisterei) wurde ihrem besonderen Verwendungszweck für Schraubenschubmessungen entsprechend zunächst nur als Schubmeßnabe ausgebildet, während eine neuere Konstruktion auch die Drehmomentmessung ermöglicht. Mit der Schubmeßnabe wurden im Frühjahr 1917 nach guten Prüfstandsergebnissen die ersten Versuchsflüge unternommen. In zahlreichen Flügen konnte dann weiterhin ein gutes Versuchsmaterial gewonnen werden. Zur Feststellung des Wirkungsgrades ließ sich die Motorleistung allerdings nur durch Umrechnung der Standleistung ermitteln. Ein näheres Eingehen auf diese Versuche von nur relativer Bedeutung würde hier zu weit führen. Die Konstruktion von W. Stieber der D. V. L. trug von vornherein dem Bedürfnis der Drehmoment-

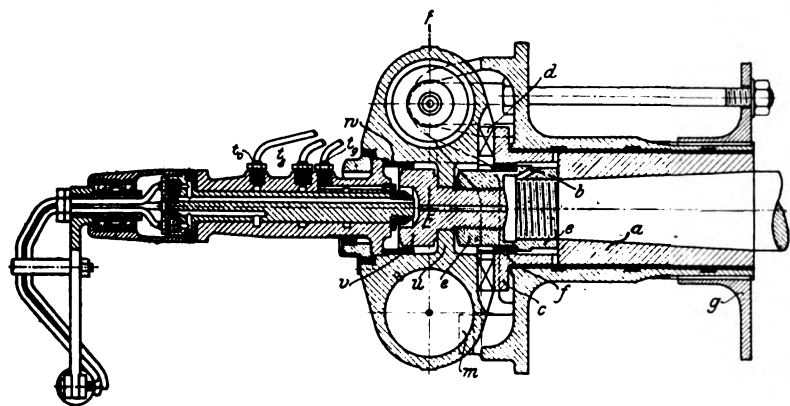


Fig. 1. Längsschnitt durch die Meßnabe.

messung Rechnung. Die Konstruktion und Wirkungsweise dieser Nabe, die bereits in den »Technischen Berichten der Inspektion der Fliegertruppen«, Bd. III, Heft 6, S. 221, aus-

föhrlich beschrieben ist, sei hier in den Hauptpunkten wieder gegeben:

Die Luftschraube ist nicht starr auf dem Motorzapfen befestigt, sondern kann sich gegen diesen verdrehen und verschieben. Die Drehkraftübertragung vom Motor auf die Schraube einerseits, die Schubübermittlung von Schraube

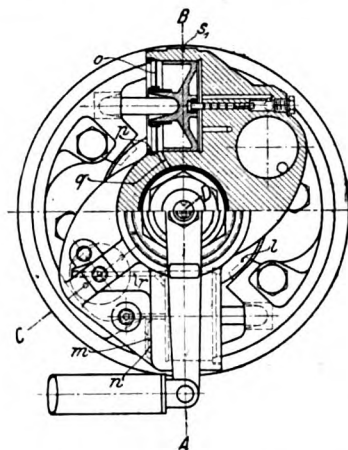


Fig. 2. Vorderansicht der Meßnabe mit Schnitt durch gesteuerte Drehmomentdose.

auf Motor andererseits erfolgt über Meßdosen, welche die Messung von Drehmoment und Schub ermöglichen. Die Nabe zerfällt in 3 Hauptteile (s. Fig. 1, 2, 3):

Auf dem Motorzapfen ist das Konusstück *a* in üblicher Weise mit Hauptanzugsmutter *e* befestigt. Auf dessen äußerer zylindrischer Lauffläche ist das Nabenstück *h*, welches mittels Flansch und Bolzen die Luftschraube trägt, verdreh- und

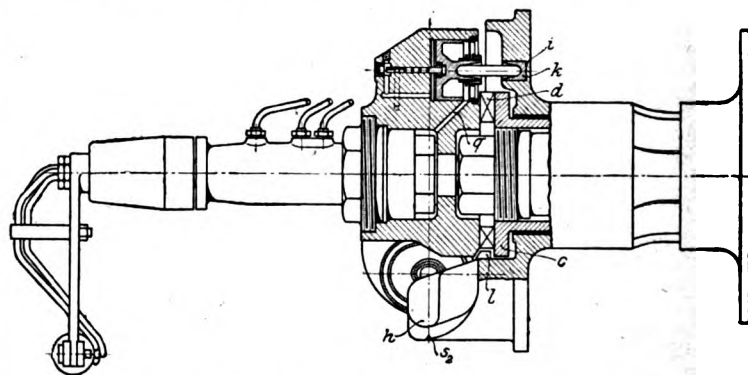


Fig. 3. Seitenansicht der Meßnabe mit Schnitt durch gesteuerte Schubmeßdose.

verschiebbar gelagert. Mit dem Konusstück *a* ist ferner durch eine Kupplungsverzahnung *d* der Meßdosenträger *u* fest verbunden. In diesem sind 4 Meßdosen untergebracht, davon je 2 in tangentialer Richtung der Übertragung des Drehmoments, zwei achsparallel angeordnete der Aufnahme des Schraubenschubes dienen. Um die freie Beweglichkeit des Nabenstückes auf dem Konusstück zu gewährleisten, sind zwischen Meßdosen und Nabenstück in Pfannen gelagerte Stößel eingeschaltet. Die Meßdosen bestehen aus Zylindern mit in diesen dicht eingeschliffenen Kolben (s. Fig. 4). Im Zylinderinnern befindet sich eine Druckflüssigkeit, in diesem Falle Öl, deren Druck durch die Wirkung der Steuerung stets den äußeren Kolbenkräften entspricht. Die Steuerung besteht aus einem axial mit dem Hauptkolben verbundenem Steuerkolben, der am Ende des in der Bohrung steckenden Teils dreieckig ausgeformt, dessen aus der Bohrung in einen kleinen Druckraum hervorragendes Ende wieder genau zylindrisch geschliffen ist. Dieser Druckraum steht durch Bohrungen mit dem Zylinderinnern, der dreieckig ausgeformte Teil des Steuerkolbens mit dem Hochdrucköl in direkter Verbindung. Die Wirkungsweise ist nun derart, daß im Gleichgewichtszustand der inneren und äußeren Kolbenkräfte durch den Steuerkolben das Hochdrucköl vom Zylinderinnern ab-

gesperrt wird. Bei Belastung der Meßdose sowie Entweichen von Öl durch Undichtheit sinkt der Haupt- und damit der Steuerkolben etwas ein, die Verbindung des Dreieckraums des Steuerkolbens mit dem Zylinderinnern wird freigegeben, und Hochdrucköl strömt solange nach, bis das Gleichgewicht der Kräfte wieder hergestellt ist, der Kolben vortritt und die Verbindung sperrt. Bei Entlastung der Meßdose geht der

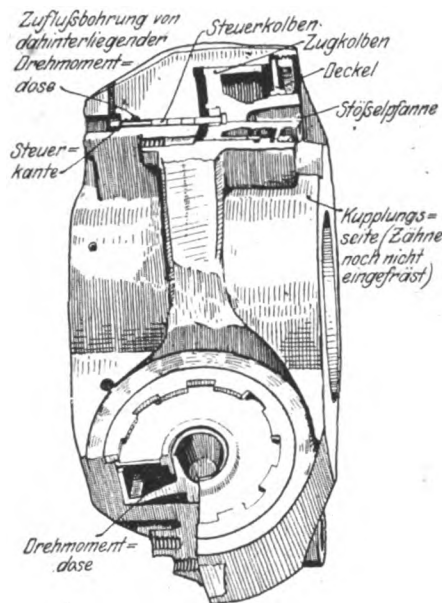


Fig. 4. Meßdosenträger mit eingelagerten Drehmoment- und Schubmeßdosen.

Druck entsprechend den hydraulischen Eigenschaften des Öles automatisch zurück. Der Kolben nimmt daher in der Meßdose stets eine bestimmte Lage ein, die der Abschlußstellung des Steuerkolbens entspricht. Diese Kolbenstellung, bei der die Stößel senkrecht zur Kolbenfläche und damit genau in Krafrichtung liegen, wird als »Arbeitsstellung« bezeichnet. Von den je 2 Drehmoments- und Schubmeßdosen

trommel aufzeichnen. Die Zentrifugalkräfte von Kolben und Öl in den drehenden Dosen, welche die Messung beeinträchtigen könnten, werden durch geeignete Schwerpunktslage der Kolben sowie die Auffüllung der vor den Kolben liegenden Zylinderräume mit Öl aufgehoben. Die Druckölüberleitung von der drehenden Meßnabe auf die ruhenden Rohrleitungen geschieht durch eine Pfropfenführung mit Pfropfen. Der

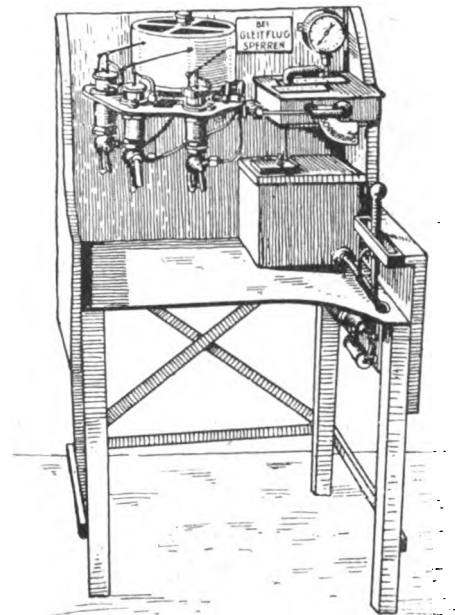


Fig. 5. Instrumententisch; links oben Schreibwerk mit 3 Indikatoren, rechts unten Druckpumpe mit Schneckenentrieb und Handhebel; in der Mitte Ölbehälter; oben rechts Umschalthähne mit Hochdruckmanometer.

feststehende Pfropfen hat vier Bohrungen, in welche die Hochdruckleitung sowie die Meßleitungen für Schub und Drehmoment nebst einer Schmierleitung münden. In die mitdrehende Pfropfenführung sind entsprechende Rillen einge-

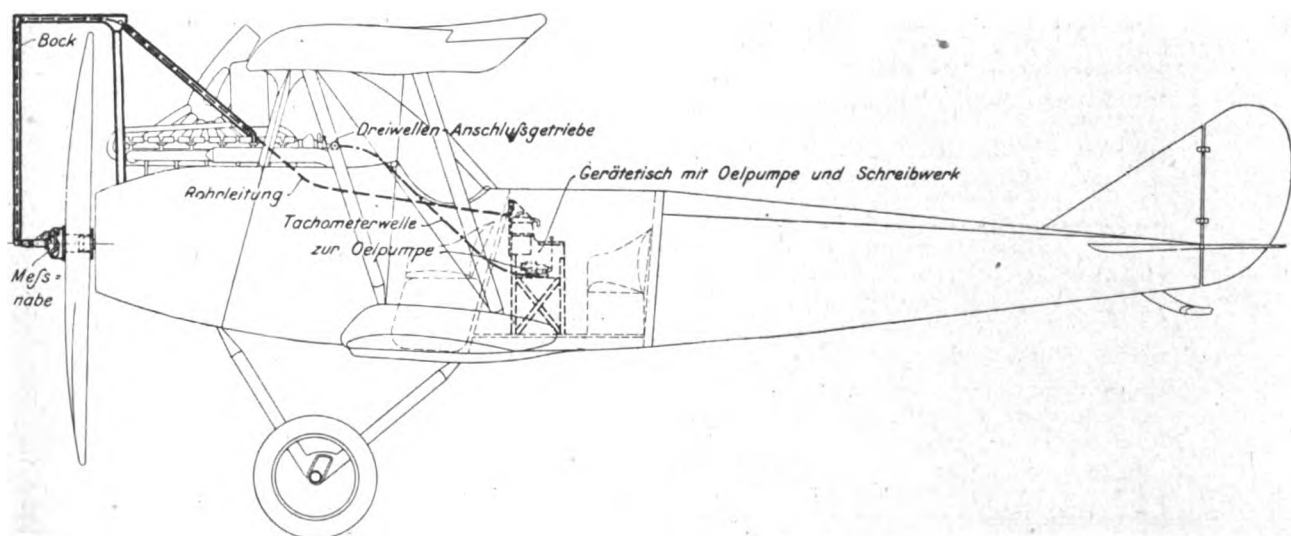


Fig. 6. Gesamtanordnung am Flugzeug.

sind nur je eine gesteuert; die beiden ungesteuerten sind an die Druckräume der gesteuerten angeschlossen. Da die vorkommenden Drücke der Schubmeßdosen niedriger als die der Drehmomentdosen liegen, ist nur eine Hochdruckleitung erforderlich, die mit dem Steuerkolben der Drehmomentdosen in Verbindung steht. Das Hochdrucköl für die Schubdosen wird aus dem Druckraum einer Drehmomentdose entnommen. Die Druckräume der Meßdosen sind ferner durch Rohrleitungen an Indikatoren angeschlossen, welche die den Kolbenkräften entsprechenden Drücke direkt auf eine Schreib-

dreht, von denen Leitungen zu den Anschlußstellen des Meßdosenträgers führen. Die Schmierleitung dient gelegentlicher Druckschmierung der inneren Laufflächen. Die vier Rohrleitungen führen dann vom Pfropfen über einen Stahlrohrbock um die Schraubendrehebene herum zu dem zur Kontrolle und Bedienung im Beobachterraum gelagerten Instrumententisch (s. Fig. 5, 6 u. 7). Dieser Tisch trägt die Pumpanlage nebst Schreibwerk und ist auf einem Luftschlauch erschütterungsfrei gelagert. Die Anordnung ist derart, daß aus einem Ölbehälter das Öl der Druckpumpe zufließt, welche auf den gewünschten Druck

— gewöhnlich etwa 40 bis 60 Atm. — eingestellt werden kann und durch einen Schneckentrieb mittels biegsamer Welle von der Motornockenwelle aus angetrieben wird, jedoch auch von Hand betätigt werden kann. Das Öl gelangt von der Pumpe über einen in den Ölbehälter eingebauten Federwindkessel in die Hochdruckleitung. Mittels eines Dreiweghahnes kann eine Umschaltung derart vorgenommen werden, daß bei gleichzeitiger Abspernung der Hochdruckleitung das Hoch-

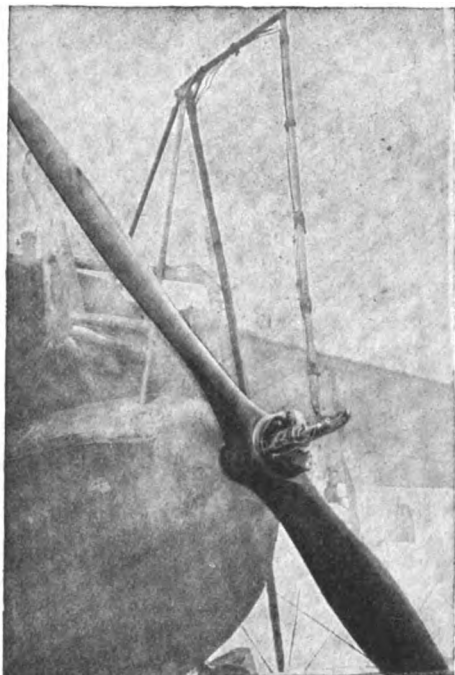


Fig. 7. Meßnabe von vorne am Flugzeug aufgenommen; deutlich erkennbar der Meßdosenträger, die Pfropfenführung mit Anschlußrohren.

drucköl in die Drehmomentleitung und damit unter Umgehung des Steuerkolbens direkt in die Drehmomentdosen eintritt und die Kolben bis zum Anschlag im Nabenstück zurückpreßt, so daß zwischen Konus- und Nabenstück jede Beweglichkeit verschwunden ist und die Nabe zu einem starren Ganzen wird. Dieser Zustand wird als »Sperrstellung« bezeichnet. Gesperrt wird die Nabe zweckmäßig beim Anfahren sowie unregelmäßigem Arbeiten des Motors wie auch im Gleitflug bei geringen Touren. Ein weiterer Hahn gestattet die Umleitung des Drucköls auf die Schmierleitung. Das Schreibwerk besteht aus einer Halbstundendiagrammtrommel mit drei Indikatoren. Dieselben sind am Trommelumfang gemessen, in einem Abstand von 60 mm um diesen herum angeordnet. Eine zeitliche Verschiebung der drei Aufzeichnungen um diesen Betrag muß berücksichtigt werden. Es werden Drehmoment, Schub und Geschwindigkeit aufgezeichnet; die letztere wird von einer mit Meßdose arbeitenden Druckscheibe gemessen. Ein nach gleichem Prinzip arbeitender Tourenzähler ist leider über die Vorversuche nicht hinausgekommen. Gerade die

Aufzeichnung von Drehmoment, Schub, Tourenzahl und Geschwindigkeit auf ein gemeinsames Diagramm wäre für die Genauigkeit der Auswertung sehr wünschenswert.

Mit dieser Nabe wurden nach langen Vorversuchen am Prüfstand unter Bevorzugung flugzeugmechanischer Gesichtspunkte schon im Herbst 1916 von seiten der D. V. L. einige Flugversuche gemacht, die im Frühjahr 1917 von der Flugzeugabteilung der Flz.¹⁾ fortgesetzt wurden, jedoch bald hinter wichtigeren Versuchen zurücktreten mußten. Ein Jahr später wurden die Versuche durch die Luftschraubenabteilung der Flz. mit einem Spezialflugzeug und einer neuen Nabe der D. V. L. wieder aufgenommen. In erster Linie sollten jetzt Luftschraubenuntersuchungen vorgenommen werden. In Hinsicht auf den hier erforderlichen Genauigkeitsgrad der Messung wurden kurz vor dem Einbau im Flugzeug die Nabe, besonders auch die Hilfsinstrumente, einer sorgfältigen Nacheichung unterzogen. Die Nabe wurde am elektrischen Prüfstand durch Vergleichsprüfung mit Zug- und Drehmomentwage geeicht. Drehmoment und Schub ergeben sich aus dem Produkt: Diagrammdruck \times Übersetzungsfaktor. Der letztere ist durch das Verhältnis der Indikator- und Dosenbohrungen gegeben (s. Tabelle 1). Die erhebliche, aber stetige Differenz der Drehmomentwerte der Nabe gegenüber denen der Wage ist auf einen Eichfehler zurückzuführen. Die Zugwerte liegen

Tabelle 2.
Druckscheibe Nr. 1. Eichung im Windkanal.

Ver- suchs- Nr.	Mittlerer Staudruck $q = \text{kg/qm}$	Diagrammhöhe abgelesen h in mm	Konstante $k = h/q$	Abweichung vom Mittelwert in %	Abweichung der Geschwind. in %
1	14,25	6,5	0,456	- 7,1	- 2,7
2	24,60	12,3	0,500	+ 1,2	+ 1,1
3	32,10	15,2	0,474	- 3,7	- 1,9
4	45,50	22,3	0,491	- 0,4	- 0,6
5	55,00	27,5	0,500	+ 1,3	+ 1,1
6	66,1	31,6	0,478	- 3,0	- 1,7
7	67,8	35,0	0,517	+ 4,7	+ 2,17
8	85,5	43,0	0,503	+ 2,0	+ 1,4
9	32,1	16,0	0,498	+ 1,2	+ 1,1
10	54,2	27,8	0,514	+ 4,2	+ 2,1

gut. Eine 1- bis 2 proz. Unempfindlichkeit der Prüfstandwage ist hier zu berücksichtigen. Die Druckscheibe zur Geschwindigkeitsmessung wurde im Windkanal der D. V. L. durch Vergleich mit Mikromanometer und Pitotrohr geeicht. Es konnten Windgeschwindigkeiten von 130 bis 140 km/h erzielt werden. Die Konstante K (s. Tabelle 2) ergab sich aus der Beziehung:

$$h = K \cdot q$$

h = Diagrammhöhe in mm,
 q = Staudruck in kg/m^2 .

¹⁾ Vgl. E. Everling, Vorläufiges Ergebnis der Versuchsflüge mit der Meßnabe, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Bd. I, Heft 2, S. 54. Diese Ergebnisse werden im allgemeinen durch spätere, noch nicht veröffentlichte Messungen von F. Müller bestätigt. Ferner: Die Meßnabe und das Schwungrad des Motors, diese Zeitschrift Heft 17/18, Seite 181.

Tabelle 1.
Meßnabe Nr. 4. Ru CI 8867. Flz.
Eichung am elektr. Schraubenprüfstand. 15. 4. 18.

Lauf. Nr.	Drehmoment				Schub				Bemer- kungen
	Prüfstand- Wage M in mkg	Indikator		Fehler in %	Prüfstand- Wage P in kg	Indikator		Fehler in %	
		p in kg/cm^2	M in mkg			p mkg/cm ²	P in kg		
1	80	19,6	77,5	- 3,0	—	—	Feder zu schwach	—	Federn $f_M = 2 \text{ mm}$ $f_P = 4 \text{ mm}$
2	70	16,8	66,5	- 4,8	—	—	—	—	
3	60	14,4	57,0	- 4,8	330	13,5	340	+ 3,0	
4	50	11,9	47,0	- 5,8	274	10,8	270	- 1,3	
5	40	9,6	38,0	- 5,0	221	8,8	220	- 0,3	
6	30	7,5	29,7	- 1,0	170	6,6	165	- 2,8	
7	80	19,5	77,5	- 3,2	426	16,9	425	- 0,2	$f_P = 3 \text{ mm}$
8	70	16,8	66,5	- 4,8	376	15,0	376	0	
9	60	14,4	57,0	- 4,8	326	13,1	330	+ 1,2	
10	70	16,7	66,5	- 4,8	375	15,0	376	+ 0,2	

Die Fehlergrenze in der Geschwindigkeitsmessung von durchschnittlich 2 v. H. erscheint recht hoch. Rechnet man in der Drehmoment-, Schub- und Geschwindigkeitsmessung je mit einem Fehler von 1 v. H., so kann sich bei der Errechnung des Schraubenwirkungsgrades durch die Beziehung:

$$C \frac{0,99 \cdot P \cdot 0,99 v}{1,01 \cdot M \cdot n} = 0,97 \cdot C \frac{P \cdot v}{M \cdot n}$$

P = Schub,
 M = Drehmoment,
 v = Geschwindigkeit,
 n = Tourenzahl,

schon ein solcher von 3 v. H. ergeben. Bei der Bewertung von Schraubenleistungen, insbesondere dem Vergleich verschiedener Typen ist dieser Fehler schon sehr unangenehm. Eine weitere Verbesserung gerade der Druckscheibe ist daher sehr wünschenswert. Für die Versuche erschien deshalb die Anbringung einer weiteren Druckscheibe zur Gewinnung von Mittelwerten zweckmäßig, die jedoch mangels eines vierten Indikators zunächst durch Staudüse mit Atmosanzeiger ersetzt wurde. Schließlich wurde der Hornsche Tourenzähler einer Nachrechnung von 50 zu 50 Touren unterzogen.

Darauf wurde der ganze Versuchsapparat in eine Ru CI-Maschine mit 160 PS-Motor eingebaut. Die Ru CI vereinigt mit guten Steigeigenschaften eine gute Abstufungsmöglichkeit der Geschwindigkeiten, ist daher für Schraubenversuche sehr geeignet. Die wesentlichen Daten sind die folgenden: Flächenareal 38 m², Spannweite 12,24 m, Länge 7,91 m, Eigengewicht 530 kg, Motor 282 kg, Meßnabe mit Hilfsinstrumenten 60 kg, Leergewicht in Summa 872 kg; zwei Insassen 150 kg, Betriebsstoff 170 kg, Ballast 30 kg, Maschine, flugfertig 1224 kg. Der Einbau verursachte keine Schwierigkeiten. Bei der Verlegung der Rohrleitungen mußten scharfe Krümmungen sorgfältig vermieden werden. Das Schreibwerk wurde im Beobachterraum erschütterungsfrei gelagert, von der Nockenwelle mittels eines zweiten Anschlusses der Pumpenantrieb abgezweigt, die Druckscheibe am Vorderstiel möglichst frei im Windstrom befestigt. Barometer, drei Barographen, Benzinstichprober für Motorprüfungen, Anemotachometer zur Beobachtung für den Führer, Thermometer und Signalapparat vervollständigten die Ausrüstung. Die Kopflastigkeit der Maschine durch die Meßnabe wurde mit 30 kg Ballast im Beobachterraum ausgeglichen.

Während der Arbeitsstellung im Betriebe spielen die Steuerkolben der Meßdosen auf die Steuerkanten, d. h. die Mündungen der Steuerkolbenbohrungen ein. Im Diagramm ist dieses Einspielen bei genügender Dünnschichtigkeit des Öles durch feine Schwingungen besonders in der Drehmomentkurve bemerkbar. Wahrscheinlich spielen hier die Elastizität der Druckleitungen und die Ungleichförmigkeit des Motordrehmomentes eine Rolle. Im Fluge verstärkten sich diese Schwingungen — besonders in Kurven oder Böen — zeitweise bis zum Anschlag der Meßdosen gegen die zur Sperrung angebrachten Rückschlagnocken des Nabenstückes und führten zu derartigen Erschütterungen von Motor und Flugzeug, daß die Messung mehrfach durch Abstellen des Motors und Sperren der Nabe unterbrochen werden mußte. Zur Milderung der Schwingungen wurde ein möglichst ausgeglichener laufender

Motor eingebaut sowie die Luftschraube sorgfältig ausgewuchtet und gespurt und auf Gleichmäßigkeit der Steigung nachgemessen; eine dynamische Auswuchtung wäre empfehlenswert. Die Druckleitungen wurden ferner sorgfältig entlüftet. Als schließlich die Rohrleitungen vom Querschnitt 3 × 4 mm gegen solche 6 × 8 mm vertauscht wurden, verschwanden die Schwingungen fast vollständig, wobei sich gleichzeitig ein bedeutend rascheres Einspielen der Indikatoren bei Druckwechsel zeigte. Letztere Erscheinung bestätigt die Vermutung, daß bei schnellem Druckbedarf der Nabe in den dünnen Rohrleitungen Drosselerscheinungen eintreten.

Der weitere Fortschritt der Versuche, insbesondere die weiteren Schwierigkeiten und Störungen erläutern sich am besten an der Hand einiger herausgegriffener Tabellen und Diagramme. Es kam in erster Linie auf die Gewinnung von Propellercharakteristiken an, d. h. es sollten Schub- und Drehmoment bei verschiedenen Fortschrittsgraden ermittelt werden. Zur Vereinfachung der Versuchsbedingungen wurden die Meßpunkte möglichst in gleicher Höhe aufgenommen. Der Propellerschub ist von der Lage des Flugzeuges im Raum unabhängig. Die von der Meßnabe mitgemessene Gewichtskomponente von Propeller und Nabenstück kommt bei einem Gewicht von ca. 20 kg und den vorkommenden nur geringen Schräglagen der Motorachse praktisch nicht in Betracht. So können lediglich durch Variierung von Geschwindigkeit und Motorleistung die Kurvenpunkte der Propellercharakteristik gewonnen werden. Es wurde dergestalt vorgegangen, daß in ca. 800 m Höhe der Flugzeugführer durch Signalapparat verständigt die Maschine mit der genauen Geschwindigkeit von 120 km/h zog. In ca. 1000 m war dann auf dem Diagramm der Beharrungszustand eingetreten. Beim Durchgang durch 1000 m wurde ein Meßpunkt auf dem Diagramm markiert und gleichzeitig Ablesungen von Tourenzahl, Barometer und Thermometer vorgenommen. In ca. 1200 m Höhe wurde der Motor gedrosselt und das Flugzeug auf eine konstante Gleitgeschwindigkeit von 140 km/h gebracht. Der Durchgang durch 1000 m wurde durch einen weiteren Meßpunkt markiert und in 800 m Höhe der Motor von neuem auf Vollgas gesetzt, um mit einer anderen Geschwindigkeit von neuem zu steigen. Diagramm 3 zeigt die gleichzeitig aufgezeichneten Druckkurven von Drehmoment M , Schub P und Geschwindigkeit v . Die örtliche Versetzung der Indikatoren beträgt im Diagramm 60 mm. Bei plötzlichen Zustandsänderungen folgen die Indikatoren nur langsam. Dieser Übelstand wird in der v -Kurve besonders deutlich. Die Meßpunkte sind hier teilweise unbrauchbar, da sie in den Übergangsteil zwischen zwei Gleichgewichtszuständen der Kurve fallen. Durch Anwendung weiterer Rohrleitungen und dünneren Öls wurde auch dieser Fehler gemildert. Um das Einspielen der Indikatoren zu kontrollieren, gegebenenfalls Klemmungen festzustellen, wurden die Indikatoren öfters einen Augenblick auf Atmosphäre geschaltet. Die mehrfachen tiefen Einschnitte der M -Kurve kennzeichnen diesen Vorgang. Im Gegensatz zu den stetigen Meßpunkten der Drehmomente schwanken die Zugwerte und damit die Wirkungsgrade hier wie auf den weiteren Tabellen stark. Die genaue Untersuchung ergab Klemmungen an den Laufflächen von Naben- und Konusstück. Die Klemmkraften werden zusätzlich zu den Propellerschüben von den Meß-

Tabelle 3.
Meßnabenflug Nr. 8. Ru CI 4167. Wolffschraube Nr. 1105. 19. 2. 18.

Ablesung Nr.	Spez. Gewicht der Luft $\gamma = \text{kg/m}^3$	Drehmoment $M = \text{mkg}$	Schub $P = \text{kg}$	Fluggeschwindigkeit $v = \text{km/st}$	Drehzahl n/Min	Motorleistung $N_M = \text{PS}$	Flugleistung $N_F = \text{PS}$	Schraubenwirkungsgrad $\eta = \%$
1	1,280	85,6	297	125	1380	165	137	84
2	1,253	81,6*	292	124	1375	157*	134	86*
3	1,213	84,5	294	123	1395	165	134	81
4	1,206	82,8	288	131	1400	162	140	86
5	1,185	79,7	272	116	1355	151	117	77
6	1,185	76,0	264*	159*	1480	157	156*	99*
7	1,185	79,3	260	125	1380	153	120	78
8	1,197	76,5	249	122	1370	146	113	77
9	1,190	75,7	254	148*	1450	153	139*	91*
10	1,191	76,5	256	130	1400	149	123	82
11	1,202	76,5	259	128	1430	153	123	80

*: Meßstörung.

Tabelle 4.
Meßnabenflug Nr. 12. Ru CI 4167. Wotanschraube Nr. 3640. 29. 5. 18.

Ablesung Nr.	Spez. Gewicht der Luft $\gamma = \text{kg/m}^3$	Drehmoment $M = \text{mkg}$	Schub $P = \text{kg}$	Fluggeschwindigkeit $v = \text{km/st}$	Drehzahl $n/\text{Min.}$	Motorleistung $N_M = \text{PS}$	Flugleistung $N_F = \text{PS}$	Schraubenwirkungsgrad $\eta = \%$
1	1,188	73	272	119	1440	147	120	82
2	1,165	72	278	118	1440	145	121	84
3	1,130	68	265	118	1430	136	116	86
4	1,097	67	260	118	1430	134	114	85
5	1,082	66	261	115	1430	132	111	85
6	1,053	64	260	115	1440	128	111	87
7	1,041	63	258	115	1440	126	110	88
8	1,007	62	240	115	—	—	102	—
9	0,993	59	245	115	1440	118	104	89
10	0,971	58	235	114	—	—	99	—
11	0,967	57,5	230	113	—	—	96	—

∞: (Drehzahl schwankt stark) ungefähr.

Tabelle 5.
Meßnabenflug Nr. 17 Ru CI 4167. Wotanschraube Nr. 3640. 13. 6. 18.

Ablesung Nr.	Spez. Gewicht der Luft $\gamma = \text{kg/m}^3$	Drehmoment $M = \text{mkg}$	Schub $P = \text{kg}$	Fluggeschwindigkeit $v = \text{km/st}$	Drehzahl $n/\text{Min.}$	Motorleistung $N_M = \text{PS}$	Flugleistung $N_F = \text{PS}$	Schraubenwirkungsgrad $\eta = \%$
1	1,124	66	260	129	1440	133	124	—
2	1,120	64	265	124	1430	128	121	—
3	1,060	62	260	126	1430	124	121	—
4	1,031	60	247	125	1430	120	115	—
5	1,020	59	237	134	1440	129	117	—
6	1,021	58	230	143*	1470	119	122*	—
7	1,022	58	226	143*	1470	119	120*	—
8	1,013	59	242	127	1430	118	114	—

*: Meßstörung. ∞: Ungefähr.

Tabelle 6.
Meßnabenflug Nr. 19. Ru CI 4167. Wotanschraube Nr. 3640. 12. 7. 18.

Ablesung Nr.	Spez. Gewicht der Luft $\gamma = \text{kg/m}^3$	Drehmoment $M = \text{mkg}$	Schub $P = \text{kg}$	Fluggeschwindigkeit $v = \text{km/st}$	Drehzahl $n/\text{Min.}$	Motorleistung $N_M = \text{PS}$	Flugleistung $N_F = \text{PS}$	Schraubenwirkungsgrad $\eta = \%$	Bemerkungen
1	1,092	70,1	279	115	1420	139	118	85	Vollgas
2	1,102	38,8	100	137	1250	68	51	75	Drosselflug
3	1,098	71,2	268	124	1425	142	122	86	Vollgas
4	1,102	40,8	105	137	1240	71	53	76	Drosselflug
5	1,098	71,2	259	131	1450	144	126	88	Vollgas
6	1,085	70,6	257	132	1450	143	125	88	"
7	1,092	71,2	251	143	1475	147	133	91	"
8	1,098	70,6	276	115*	1420	146	117*	84*	"
9	1,098	41,6	120	137	1240	72	61	85	Drosselflug

*: Meßstörung.

Tabelle 7.
Meßnabenflug Nr. 20. Ru CI 4167. Wotanschraube Nr. 3640. 13. 7. 18.

Ablesung Nr.	Spez. Gewicht der Luft $\gamma = \text{kg/m}^3$	Drehmoment $M = \text{mkg}$	Schub $P = \text{kg}$	Fluggeschwindigkeit $v = \text{km/st}$	Drehzahl $n/\text{Min.}$	Motorleistung $N_M = \text{PS}$	Flugleistung $N_F = \text{PS}$	Schraubenwirkungsgrad $\eta = \%$	Bemerkungen
1	1,095	68,1	282	127	1480	141	133	92	Vollgas
2	1,070	67,7	282	127	1480	140	133	92	"
3	1,100	40,4	131	143	1280	72	70	97	Drosselflug
4	1,100	70,5	282	129	1480	146	130	89	Vollgas
5	1,070	67,4	277	128	1480	139	131	94	"
6	1,102	39,6	125	145	1290	71	67	94	Drosselflug
7	1,100	68,5	282	130	1480	147	136	93	Vollgas
8	1,102	39,2	131	146*	1280	70	71*	—	Drosselflug

*: Meßstörung.

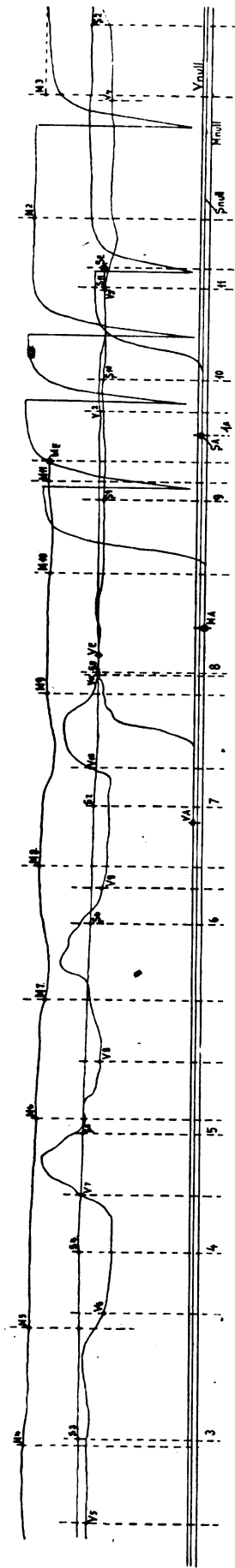
dosen mitgemessen, so daß Schübe und Wirkungsgrade zu hoch liegen. Es ist nicht ganz einfach, die Passung derart einzuschleifen, daß einerseits durch geringe Deformationen des Nabenflansches, wie sie durch ungleichmäßigen Anzug der Propellerbolzen oder Dehnungen der Holznahe infolge Witterungseinflüssen stattfinden, keine Klemmungen eintreten, andererseits eine sichere Führung der Propellerachse gewährleistet wird. Ähnliche Klemmungen treten auch in

den Meßdosen auf. Die gegen den hohen Betriebsdruck stramm eingepaßten Kolben neigen bei der Art ihrer kurzen schwingenden Bewegung besonders leicht zum Fressen. Im Diagramm 8 werden diese Klemmungen in der M -Kurve deutlich sichtbar. Die Kolben wurden loser eingeschliffen und ein größerer Ölverlust in Kauf genommen. Versuch 12 sollte die Abnahme von Drehmoment und Schub mit der Luftdichte bei konstanter Fluggeschwindigkeit erweisen und durch den Stetigkeitsgrad

Messnamenflug Nr. 3
am 18. 2. 18

Feder:

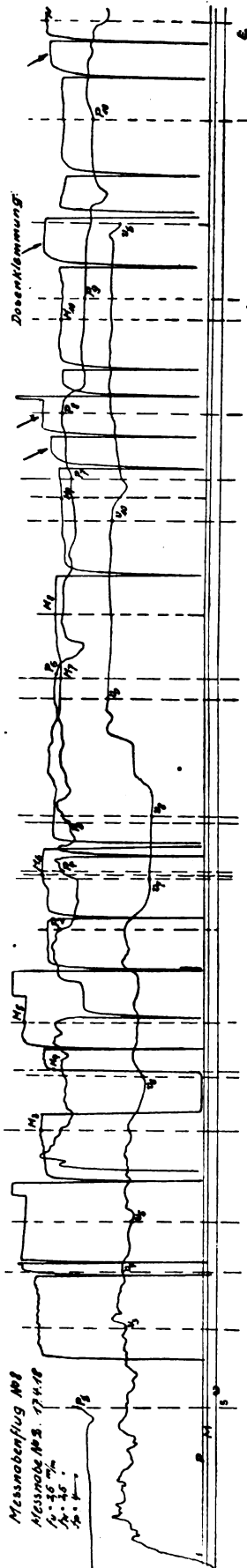
$f_{H.} = 2.5$
 $f_{S.} = 3.0$
 $f_{V.} = 2.5$



Messnamenflug Nr. 8

Messnamenflug Nr. 8. 17. 4. 18

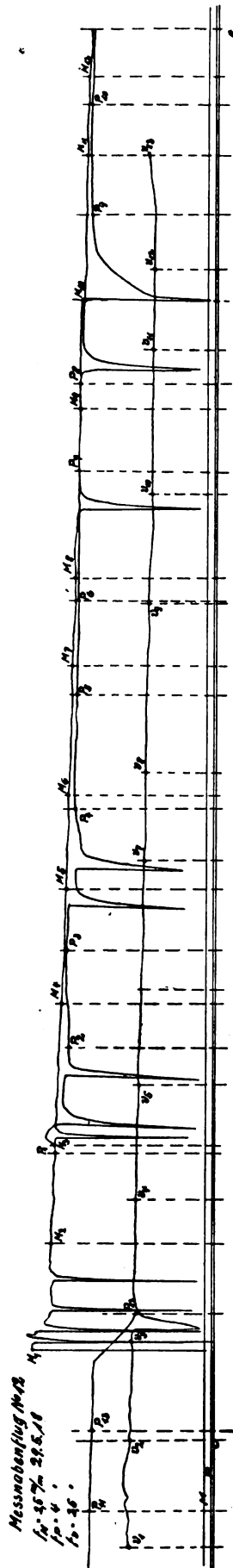
$f_{H.} = 3.5$
 $f_{S.} = 4.0$
 $f_{V.} = 3.0$



Messnamenflug Nr. 12

Messnamenflug Nr. 12. 22. 6. 18

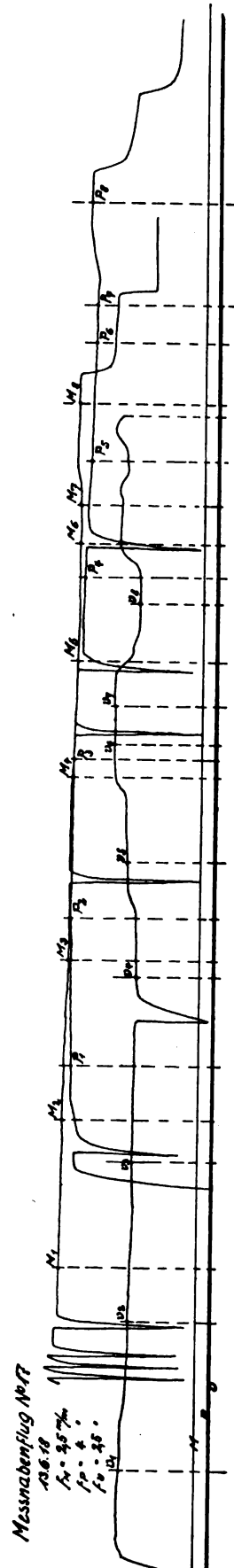
$f_{H.} = 4.0$
 $f_{S.} = 4.0$
 $f_{V.} = 3.0$



Messnamenflug Nr. 17

Messnamenflug Nr. 17. 23. 6. 18

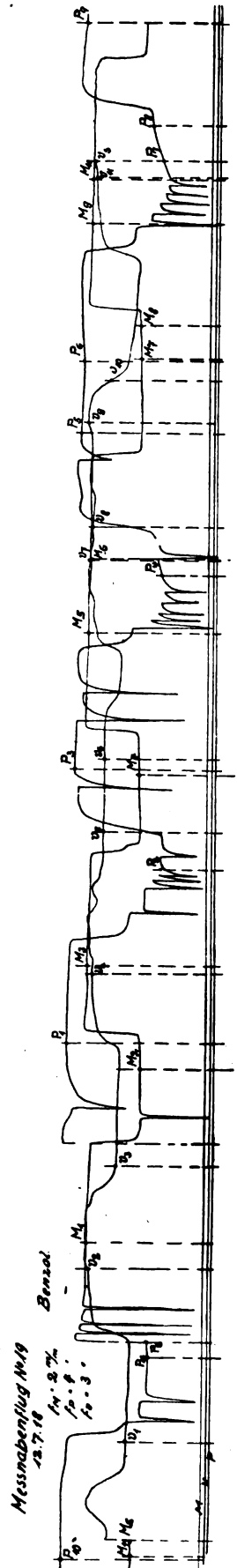
$f_{H.} = 3.5$
 $f_{S.} = 4.0$
 $f_{V.} = 3.0$

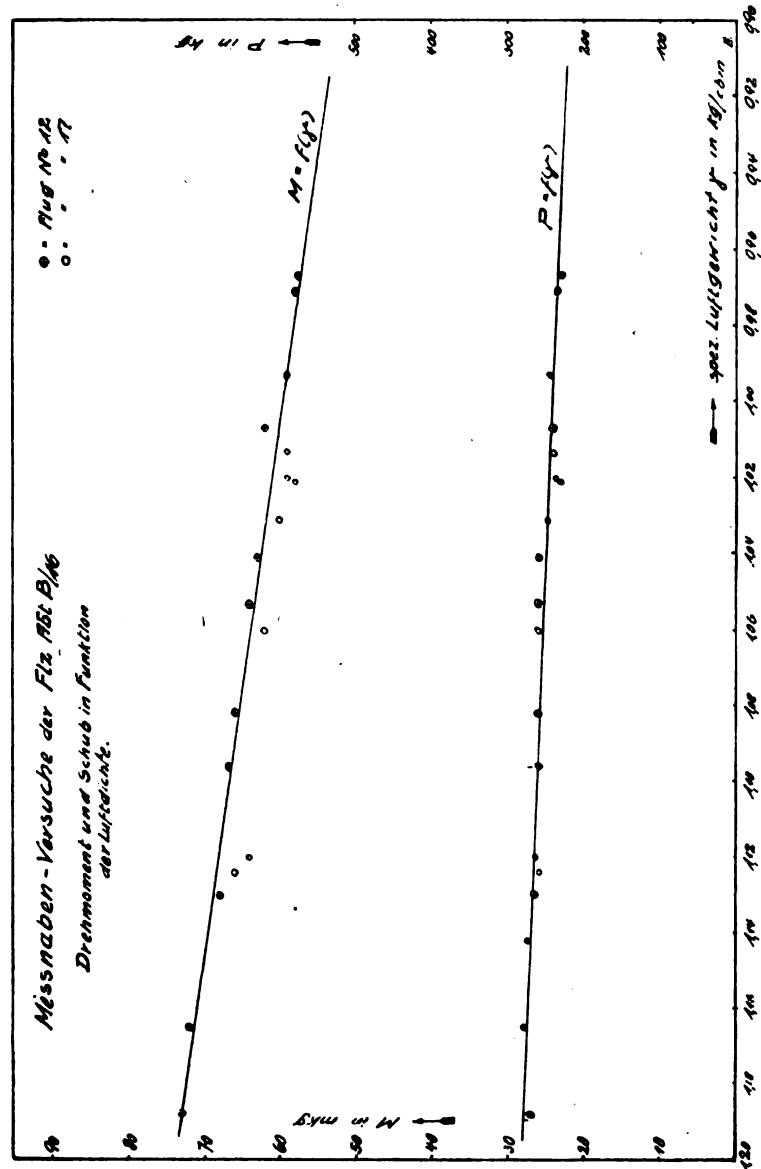
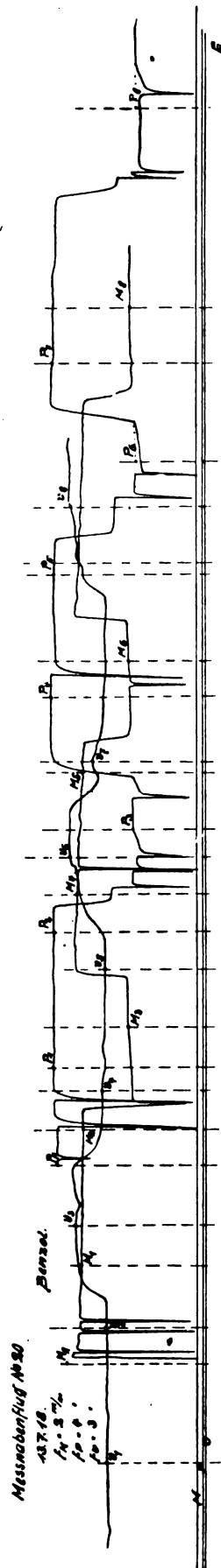


Messnamenflug Nr. 19

Messnamenflug Nr. 19. 27. 7. 18

$f_{H.} = 3.0$
 $f_{S.} = 3.0$
 $f_{V.} = 3.0$





der Meßpunkte die Genauigkeit der Messungen zeigen. Der Versuch konnte bei 115 km/h Durchschnittsgeschwindigkeit auf 2600 m durchgeführt werden. Unter der Voraussetzung einer linearen Funktion bis zu dieser Höhe weisen die Meßpunkte des Drehmoments mittlere Abweichungen von ± 1 v. H., die des Schubs von ± 2 bis 3 v. H. auf. Auch Versuch 17 zeigt einen stetigen Abfall der Drehmomente mit der Luftdichte. Die Schübe liegen sämtlich zu hoch. Da ein neuer Motor verwendet wurde — der dritte seit Beginn der Flüge — liegen hier die Meßpunkte gegen die des Versuches 12 versetzt. Nach erneutem Überholen der Meßnabe bringen Versuch 19 und 20 eine Reihe von Meßpunkten in gleicher Höhe bei gleichen Geschwindigkeiten. Während die Drehmomente erfreuliche Übereinstimmung aufweisen, liegen Schub- und Wirkungsgrad wieder zu hoch.

Inzwischen konnte eine zweite Meßnabe beschafft werden, die besonders der Ausführung von Motorprüfungen dienen sollte und ebenfalls in eine Ru CI-Maschine eingebaut wurde. Auch hier zeigten sich zuerst die geschilderten Störungserscheinungen, doch ergaben sich gleich bessere Schubwerte. Gleichzeitig wurden zum Ersatz der leider durch die häufigen Schwingungen und den öfteren Ein- und Ausbau der Motoren stark mitgenommenen Versuchsflugzeuge zwei neue Ru CI-Maschinen mit verstärktem Unterbau, elastischer Lagerung des Motors und geräumigem Beobachterraum in Auftrag gegeben, deren eine für Höhenprüfungen mit 180 PS-B. M. W.-Motor ausgerüstet werden sollte, da die alte Maschine bei dem schlechten derzeit verfügbaren Motorenmaterial nicht über 3000 m Höhe zu bringen war. Als der Einbau der Meßnaben gerade beendet war, fanden die Versuche, die

jetzt aus dem Stadium endloser Vorversuche in das fruchtbarere systematischer Messungen treten sollten, nachdem etwa 30 brauchbare Versuchstabellen gewonnen waren, durch den Ausbruch der Revolution ein gewaltsames Ende.

Die Meßnabe hat manche Feinde, die ihre Abneigung zum Teil auf die bei den ersten Versuchen zutage getretene Ungenauigkeit der Messung, zum Teil auf den bisherigen Mangel an systematischen Versuchsergebnissen trotz verhältnismäßig langer Versuchstätigkeit gründen. Der letztere lag jedoch an der steigenden Überlastung der Flugzeugmeisterei mit anderen frontwichtigeren Arbeiten. Der erzielte Genauigkeitsgrad der Drehmomentmessung mit etwa ± 1 v. H., wie aus den Tabellen hervorgeht, ist für Motorprüfungen bereits völlig ausreichend; die Fehlergrenze der Schub- und Geschwindigkeitsmessung wird sich bei Anwendung der gemachten Erfahrungen noch wesentlich unter die bisherigen ± 2 v. H. herunterdrücken lassen. Die Vorbedingungen für einwandfreies Arbeiten der Nabe lassen sich in folgende Hauptpunkte zusammenfassen:

1. Richtiges Laufflächenspiel zwischen Naben- und Konusstück, sowie der Meßdosenskolben; häufige Kontrolle derselben;
2. geeignete Ölzähigkeit bei den verschiedenen Witterungsverhältnissen;
3. häufige Kontrolle der Indikatoren und ihrer Federn;
4. peinlichster Staubschutz der Nabenorgane und Ölführungen.

Die Summe der gesammelten Erfahrungen zeigt die Nabe als ein empfindliches Meßinstrument mit einer Fülle von Störungsmöglichkeiten, erweist aber gleichzeitig ihre Brauchbarkeit bei sorglicher und sachgemäßer Behandlung bereits in ihrer jetzigen Ausführung. Durch die Möglichkeit, die feste Lagerung des Motors zu erhalten, durch die Ausschaltung der Gewichtswirkung bei Schräglage des Flugzeuges, durch die Gelegenheit direkter Kraftmessung an der Übertragungsstelle, durch Anwendung der Meßdose als hydraulischer Wage mit kleinstem Meßweg und geringsten Schwingungsmöglichkeiten scheint die Meßnabe überhaupt die beste Lösung des Problems eines fliegenden Prüfstandes zu sein. Ein Weiterarbeiten auf diesem Wege wäre daher sehr zu begrüßen.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.
(Fortsetzung.)

Der Unterbringung des Führers hinter den Fluggästen haftet jedoch der Nachteil an, daß dem Führer leicht ein Teil der Sicht genommen wird. Insbesondere spielt dies dann eine Rolle, wenn der Führer hinter einer Limousine sitzt. Für Verkehrs-

da sie nicht von dem etwa hereinbrechenden Motor erdrückt werden können. Aus diesen Gründen und da ferner unsere heutigen Reiseflugzeuge vielfach noch Umbauten ehemals für die Front bestimmter Maschinen darstellen, zeigen die meisten deutschen Reiseflugzeuge die Anordnung des Führersitzes vor der Limousine. Bei dieser Anordnung ergeben sich zugleich günstige Bedingungen für die Linienführung. Den Umbau des früheren Militärtyps HanCLIIa in ein Verkehrsflugzeug mit geschlossener Limousine und vorn sitzendem Führer zeigt Fig. 7. Reiseflugzeuge mit hinten liegendem Führersitz sind von Sablatnik gebaut worden.

Instrumente bei der Ausbildung und beim Fliegen.

Über die Ausstattung der Sitze einer Maschine zum Schulen ist allgemein zu sagen, daß für den Lehrersitz alle erforderlichen und üblichen Instrumente vorhanden sein sollen, für den Schülersitz jedoch nur die notwendigsten. Es ist zweckmäßig, wenn der Schüler diejenigen Instrumente und ihre Anordnung derart während des Schulens gewohnt wird, die er bei seinen ersten Alleinflügen vor sich sieht. Die Frage nach der Ausrüstung des Schülersitzes mit Instrumenten ist viel umstritten worden. Macht man dem Schüler vom ersten Tage an klar, daß man nicht nach der Anzeige der Instrumente die Lage der Maschine einrichten kann, sondern diese nur zur Kontrolle des Motors — hier ist an den Tourenzähler zu denken — dienen, so ist diese Frage dahin zu entscheiden, daß es das Vorteilhafteste ist, wenn der Schüler vom ersten Tage an die wichtigsten Instrumente beim Fluge vor sich sieht. Es sind dies nur die zur Bedienung und die zur Kontrolle des Motors notwendigen. Einige von ihnen lassen sich ohne Schwierigkeiten so unterbringen, daß sie von Lehrer und Schüler zugleich beobachtet werden können, wodurch ihr doppeltes Vorhandensein überflüssig wird. Nur wenn der Schüler an diese Instrumente von den Schulflügen her vollständig gewöhnt ist und den Wert der Instrumente richtig einschätzt, ist die Gefahr so weit als möglich ausgeschlossen, daß der Schüler durch die ihm sonst ungewohnten Instrumente entweder verwirrt oder durch ihre zu intensive Beobachtung von der Aufmerksamkeit auf die Maschine abgelenkt wird oder daß er andererseits die Instrumente völlig aus den Augen läßt. Letzteres pflegt zwar im Durchschnitt das weniger Gefährliche zu sein, aber der Hinweis auf den Zweck dieser Instrumente und ihre Nützlichkeit zur Kontrolle und Unfallverhütung (Benzinleitungshähne) dürfte ebenso wie die Warnung vor einem Fliegen mit einem Anhalt an das Zu- oder Abnehmen der Tourenzahl infolge Wachsens oder Fallens der Geschwindigkeit bei der Ausbildung von Flugschülern immer wieder zu betonen sein. Man hat bei manchen Militärflugschülern beobachten können, wie sie nach ihren ersten Alleinflügen auf Befragen aussagten, daß sie an die gelegentliche Kontrolle des Motors bei ihren bis-



Fig. 7.
In Verkehrsflugzeug umgebautes früheres Kriegsflugzeug (Han LC IIIa, jetzt Hawa 3e) mit geschlossener Limousine und vorn liegendem Führersitz.

flugzeuge muß die Sicherheit der Reisenden maßgebend sein. Diese ist aber größer, wenn sich zwischen der Limousine und dem Motor der Führer befindet, als wenn die Limousine unmittelbar hinter dem Motor liegt. Bei Unfällen ist, wenn die Limousine hinten liegt, die Gefahr für die Fluggäste geringer,

herigen Alleinflügen noch ziemlich garnicht gedacht hatten. Auch sind Fälle vorgekommen, in denen Anfänger eine Neigung ihrer Maschine in der Längsrichtung lediglich nach der entsprechenden Tourenzahl anzugeben wußten. Vor derartigen Fehlern kann nicht genügend gewarnt werden; sie können

alle Vorzüge, die aus den Flugeigenschaften einer stabilen Maschine sich für die Ausbildung ergeben, in einer Weise unwirksam machen, die dem Schüler für immer die Lust oder Möglichkeit zum Fliegen nimmt. Die Gefahr, daß der Schüler selbständige, unberechtigte Eingriffe in die zur Bedienung des Motors dienenden Instrumente tut, ist bei einer grundsätzlichen Belehrung hierüber nicht zu befürchten. Die Anwendung nur markierter, hier in Betracht kommender Einrichtungen, die jede Möglichkeit eines unsachlichen Eingriffes seitens des Schülers ausschließen würde, ist infolgedessen nicht erforderlich und wäre dadurch unzweckmäßig, daß dem Schüler dann eine gelegentliche, selbständige Bedienung des Motors beim Schulan im Einverständnis mit seinem Lehrer unmöglich wäre. Auch würde eine solche Ausstattung ausschließen, daß der Schüler auf einer Schulmaschine und auf seinem gewohnten Sitz die ersten Alleinflüge ausführt, dessen Zweckmäßigkeit aus dem vorher Gesagten und aus der Verschiedenartigkeit jeder Maschine im Fluge hervorgeht.

Mit am wichtigsten ist, daß dem Schüler diejenige Benzeinstellung sofort ersichtlich ist, die er im Falle eines Vergaserbrandes anzuwenden hat. Es hat sich für den Schulbetrieb vorzüglich bewährt, die zum Absperren des Benzins dienende Einstellung des Benzinahnes durch einen roten Pfeil auf dem Schaltbrett deutlich anzuzeigen und diesen Hahn selbst durch einen roten Anstrich zu kennzeichnen. Hierbei ist eine Verwechslung der Schaltung im Ernstfalle, der bei Anfängern immerhin leichter zu falschen Handhabungen Anlaß geben kann,

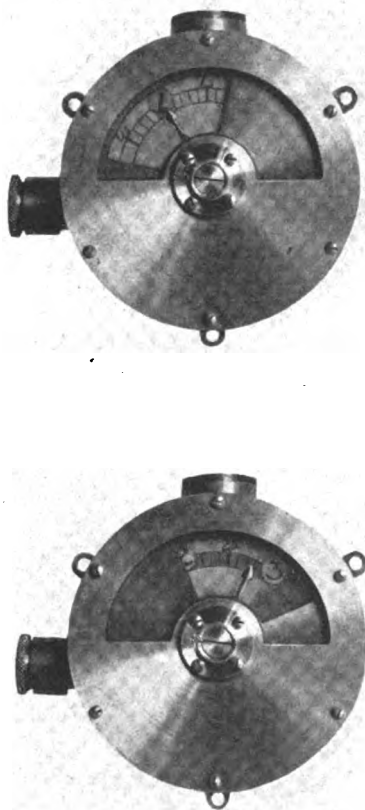


Fig. 8.

Der Flügelbeanspruchungsmesser System Klemperer. Anzeige bei normaler Beanspruchung (Beanspruchung 1) und bei übernormaler Beanspruchung (Beanspruchung 2,75).

so gut wie ausgeschlossen, und dies kleine Mittel kann außerdem für den Neuling wesentlich zur Beruhigung beitragen. Auch für die Gebrauchsflugzeuge ist diese Kennzeichnung der Hebeleinstellung für den Fall des Vergaserbrandes (Drossel offen, Zündung eingeschaltet, Maschine gedrückt, Benzinzufluß abgesperrt!) sehr zu empfehlen. Hier sei jedoch darauf hingewiesen, daß im allgemeinen die Gefahr der Möglichkeit

eines Vergaserbrandes überschätzt wird; eine große Anzahl Abstürze brennender Flugzeuge im Felde ist auf andere Ursachen zurückzuführen. Neben den Folgen unmittelbarer feindlicher Einwirkung in Form eines angeschossenen Tanks, der häufig erst nach geraumer Zeit und oft überhaupt nicht zum Inbrandgeraten des Flugzeugs führt, sei hier erwähnt, daß einige derartige Unfälle im Felde darauf zurückzuführen gewesen sind, daß Brandmunition durch die große Hitze im Sommer im Flugzeug in Brand geriet und dies schließlich zum Abbrennen des Flugzeugs führte. Im Sommer 1918 war dies z. B. an einigen besonders heißen Tagen an der Front mit einigen Einsitzern der Fall; es ist jedoch sehr leicht durch entsprechende Entlüftung der Maschine dieser Gefahr abzuwehren, und sie liegt bei den Friedensflugzeugen naturgemäß sowieso bereits nicht vor.

Für den Führer des Einsitzers sind Instrumente besonderer Art im allgemeinen überflüssig, da er für weite Flüge wenig in Betracht kommt. Bei der Ausführung des Kompasses, der für Überlandflüge stets ratsam ist, ist darauf Wert zu legen, daß die Skala möglichst deutlich hervortritt, denn die Beleuchtungsverhältnisse im Innern des Flugzeugs sind naturgemäß ziemlich wenig gut. Von der Benutzung solcher Instrumente, die zum Anzeigen der Lage der Maschine dienen, wird der erfahrene Flugzeugführer absehen, zumal zahlreiche der bisher für diesen Zweck gebauten Instrumente ihrer Aufgabe nicht gerecht wurden, da sie nicht unbeeinträchtigt von der Zentrifugalkraft blieben. Neuerdings sind in den Lageanzeigern von Drexler, die unter Verwendung von Kreiseln konstruiert sind, jedoch Instrumente gefunden, die ihren Anforderungen genügen. Infolge der Eigenart der Tätigkeit des Führers auf den verschiedenen Typen kommt die Verwendung solcher Apparate erstlich nur für sehr träge und sehr große Flugzeuge in Betracht. So sind z. B. die meisten R-Flugzeuge mit ihnen ausgerüstet. Während zum Fliegen also besondere Instrumente nicht mehr erforderlich sind, lassen sich eine Anzahl solcher Apparate konstruieren, die geeignet sind, Aufschlüsse wissenschaftlicher Art zu geben. Es wäre z. B. ein Instrument, welches die jeweilige Beanspruchung des Flugzeugs beim Kurven, beim Abfangen aus Sturzflügen oder bei Böen usw. anzeigt, sehr dazu geeignet, den Flugzeugführer vor zu gewagten Manövern zu warnen und ihm eine sanfte Behandlung seiner Maschine sowie ein gefühlsmäßiges Ausführen besonderer Flugmanöver anzuerziehen¹⁾.

Die Steuerung der Flugzeuge.

Den Flugeigenschaften und dem Zweck der Schulmaschinen entsprechend bewährt sich für diese allgemein die Radsteuerung besser als die Knüppelsteuerung. Ihre Ursache dürfte diese Erfahrung darin haben, daß der Schüler, solange er nur wenig Übung besitzt und die Steuerbewegungen noch nicht reflektorisch ausführt, zwischen der Höhensteuer- und Verwindungsbetätigung schärfer unterscheiden kann; hierdurch ist die Möglichkeit, gegen seinen Willen beide Steuerbewegungen miteinander zu vermischen, auf ein Mindestmaß herabgesetzt. Bei der Knüppelsteuerung ist es erfahrungsgemäß dem Anfänger häufig unangenehm, daß er die beiden in Knüppel vereinigten Steuerungen leicht nicht genügend voneinander trennt, sondern mit der einen Steuerbewegung häufig die andere, ohne es zu wollen, in mehr oder weniger starkem Maße verbindet. Das Sicherheitsgefühl des Schülers wird hierdurch leicht vermindert, und die Ausbildung würde sich langwieriger gestalten. Das Umschulen von Radsteuerung auf Knüppelsteuerung hat keine Schwierigkeiten, sobald der Schüler die Maschine mit Radsteuerung einwandfrei beherrscht.

Außer für Schulmaschinen kommt die Verwendung der Radsteuerung dort in Betracht, wo es sich um Flugzeuge mit großem Trägheitsmoment handelt, die infolgedessen atmosphärischen Einflüssen in geringem Maße unterworfen sind und von denen besondere Wendigkeit nicht in erster Linie gefordert wird. Als Beispiele hierfür seien die Rumpler-CI-Maschinen sowie die verschiedenen G-Flugzeuge genannt. Dort ist die Radsteuerung vorzuziehen, weil ein plötzliches

¹⁾ Ein derartiges, in einwandfreier Weise auf wissenschaftlicher Grundlage beruhendes Instrument ist bereits von Lt. d. R. und Flugzeugführer Klemperer (Dresden) konstruiert worden (s. Fig. 8).

Betätigen beider Steuerbewegungen nur selten in Betracht kommt. Am typischsten ist die Verwendung der Radsteuerung aus diesen Gründen bei den R-Flugzeugen. Der Vorzug der Radsteuerung liegt darin, daß sie zur Betätigung der Verwindung die Muskelgruppe anders beansprucht als die



Fig. 9.

Rumpler-C I (160 PS-Mercedes-Motor) von hoher Eigenstabilität mit Radsteuerung.

Knüppelsteuerung, und zwar in einer weniger ermüdenden Form. Da andererseits bei Radsteuerung die schnelle, gleichzeitige Höhensteuer- und Verwindungsbetätigung erschwert ist, kommt sie für träge Maschinen in Anwendung. Umgekehrt liegen die Verhältnisse bei der Knüppelsteuerung.

die Front bestimmt waren, ist zuletzt noch die Radsteuerung zu finden gewesen. Maßgebend für die Verwendung der Knüppelsteuerung bei den Frontmaschinen war, daß man sie der höchsten Ausnutzung auf Leistungsfähigkeit halber nicht als Maschinen mit hoher Eigenstabilität bauen konnte und daß die Forderung nach Wendigkeit eine der hauptsächlichsten war. Der starken Belastung gewisser Muskelgruppen ist man dadurch in vollkommener Weise aus dem Wege gegangen, daß man ausbalancierte Steuer verwendete. Als Beispiele hierfür seien die zahlreichen C-Flugzeuge für Aufklärungszwecke und besonders die Jagd-Flugzeuge genannt. Bei letzteren tritt die Forderung der Wendigkeit nach allen Richtungen in erster Linie hervor, und die Eigenart der fliegerischen Tätigkeit eines Jagdfliegers würde das Fliegen mit Radsteuerung auf einem Einsitzer an der Front fast unmöglich gestalten. Die einzelne Ausbildung des oberen Knüppelteiles hat so zu geschehen, daß eine bequeme Haltung möglich ist. Die Ausbildung einer Griffhälfte zum Drosseln hat sich nur wenig bewährt, da beim Landen sehr leicht unabsichtlich Gas gegeben wird, wenn auch nur in geringem Maße und ruckartig. Gerade dies aber ist beim Landen nicht von Vorteil. Eine sicher funktionierende Arretierung ist bisher meist nicht zu finden gewesen; allermeistens war die praktische Erfahrung außer acht gelassen, daß beim Landen ein festes, teilweise sogar krampfhaftes Festhalten der Knüppelgriffe eintritt, und dies hatte bei den bisherigen Arretiervorrichtungen fast allgemein das Auslösen im kritischen Augenblick zur Folge.

(Fortsetzung folgt.)



Fig. 10.

Seegroßflugzeug der Gothaer Waggonfabrik (Typ WD 14) mit Radsteuerung. 2 Stück 220 PS-Benz-Motoren.

Sie gestattet, in jeder vorkommenden Weise durch nur eine schnell ausführbare Bewegung beide Steuerbetätigungen miteinander zu verknüpfen. Dies ist erforderlich einerseits bei empfindlicheren Flugzeugen bei böigem Wetter, andererseits dort, wo es darauf ankommt, große Wendigkeit zu erzielen.

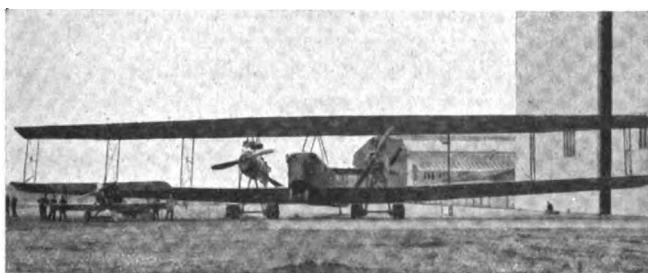


Fig. 11.

Staakener-R-Flugzeug mit Radsteuer und unter der Steuerbordfläche Schütte-Lanz-D III-Einsitzer mit Knüppelsteuerung.

Infolgedessen weisen unsere Flugzeuge, die für den Frontflugbetrieb bei Tage bestimmt waren und deshalb mit Luftkämpfen zu rechnen hatten, fast durchgehend Knüppelsteuerung auf. Nur bei ganz wenigen, sehr schweren Maschinen, die für

Flugversuche.

Von Prof. Dr. v. Sanden-Clausthal.

Im Herbst 1918 war ich von den »Bayerischen Flugzeugwerken« beauftragt, im fliegenden Flugzeug Messungen über Größe und Richtung der Luftströmung in der Nähe des Flugzeugs vorzunehmen. Es war im besonderen beabsichtigt, durch Gleitflugversuche Aufschlüsse über den Eigenwiderstand des Flugzeugs zu erhalten.

Die Durchführung der Versuche wurde leider durch den Ausbruch der Revolution, die eine Stilllegung der Fabrik bedingte, verhindert. Die Ergebnisse einiger Vorversuche möchte ich aber trotzdem mitteilen, da sie vielleicht bei der Durchführung derartiger Versuche von anderer Seite nützlich sein können.

Zur Verfügung stand mir ein Dreidecker. Ein schwerer Bombenflugzeug, das drei Mann Besatzung aufnehmen konnte, etwa 110 km/h machte und sehr ruhig in der Luft lag. Ein Dreisitzer scheint für derartige Versuche sehr geeignet, da die außer dem Führer mitfliegenden beiden Personen durch Ablesen der Instrumente voll beschäftigt werden.

Um zunächst Staudruckmessungen vorzunehmen, waren drei Venturirohre am Flugzeug befestigt: Ein Rohr am äußersten Stiel in der Mitte zwischen den oberen Flügeln. Ein zweites Rohr war etwa $\frac{3}{4}$ m hinter dem Propeller angebracht, von der

Propellerachse um $\frac{2}{3}$ des Schraubendurchmessers entfernt. Das dritte Rohr war $\frac{1}{2}$ m vor dem Leitwerk befestigt.

Das Rohr hinter dem Propeller sollte bei Gleitflügen dazu dienen, die Gaszufuhr zum Motor so zu regulieren, daß der Schraubenschub Null würde. Denn wenn dieses Rohr den gleichen Staudruck anzeigt, wie das erste zwischen den Flügeln angebrachte, so ist die Tourenzahl der Geschwindigkeit des Flugzeugs und der Schraubensteigung entsprechend so bestimmt, daß die Schraube ohne Schub durch die Luft schneidet.

Bei einigen Gleitflügen zeigte es sich, daß es ohne Mühe möglich ist, die Gasdrossel in dieser Weise einzustellen.

Von den Venturi-Rohren führten Bleirohrleitungen zu Quecksilbermanometern im Beobachtersitz.

Bei einem Motorflug wurden einmal folgende Ablesungen gemacht:

1. Venturi-Rohr (zwischen den Flügeln)	33 mm Hg. Staudruck	38
2. Venturi-Rohr (hinter der Schraube)	100 " " "	115
3. Venturi-Rohr (vor dem Leitwerk)	75 " " "	85

Bei einem Gleitflug:

1. Venturi-Rohr	42 mm Hg. Staudruck	47
2. Venturi-Rohr	43 " " "	48
3. Venturi-Rohr	40 " " "	45

Aus einigen kurzen Gleitflügen, bei denen die Flugbahn aus dem reduzierten Barogramm ermittelt wurde, folgte übrigens eine nicht unerheblich größere Widerstandsziffer des gesamten Flugzeugs als die Berechnung erwarten ließ.

Von Wichtigkeit scheint mir folgende Beobachtung zu sein:

Die Quecksilberspiegel der zu den ersten beiden Venturi-Rohren gehörigen Manometer waren fast ruhig und nur durch die Erschütterungen des Flugzeugs bewegt. Dagegen schwankte die Oberfläche des dritten Manometers, das zu dem vor dem Leitwerk angebrachten Venturi-Rohr gehörte, sehr stark. Die Quecksilbersäule tanzte etwa 1 cm auf und nieder, unruhig zitternd. Eine Ablesung konnte nur ungenau, durch Mittelbildung, gewonnen werden. Man muß aus diesem Verhalten der Manometer doch wohl den Schluß ziehen, daß der Luftstrom unmittelbar hinter dem Propeller noch homogen ist. Vor dem Leitwerk jedoch ist die Strömung völlig mit Wirbeln durchsetzt. Dies wird bei der Berechnung von Leitwerken zu beachten sein. Weiterhin folgt daraus, daß die Form des hinteren Rumpfes für den Flugzeugwiderstand nicht eine so wichtige Rolle spielt, wie man vielfach annimmt.

Zur Bestimmung der Richtung der Luftströmung sollte folgendes Gerät dienen:

Ein Gefäß in der Form eines Kreiszylinders ist durch eine ebene Wand in zwei halbzylindrische Kammern geteilt, die mit den beiden Schenkeln eines Manometers verbunden sind. Jede der beiden Kammern ist durch eine enge Durchbohrung mit der Außenluft verbunden. Wird dies Instrument nun einem Luftstrom ausgesetzt, der senkrecht zur Achse des Zylinders weht, so wird man durch Drehung des Zylinders um seine Achse eine Stellung finden können, bei der das Manometer keinen Ausschlag zeigt.

Bringt man nun das Gerät im Flugzeug an, indem man es (etwa durch Bowdenzug) um seine Achse drehbar macht, so kann man die Stellung suchen, bei der das Manometer keinen Ausschlag zeigt, und damit die Richtung des Luftstroms bestimmen, nachdem die »Nullrichtung« des Zylinders durch Eichung festgelegt ist. Die Untersuchung eines solchen Zylinders im Windkanal zeigte, daß bei 40 m/s Windgeschwindigkeit eine Verdrehung um einen Grad gegen die Nullage im Manometer eine Druckdifferenz von 6 mm WS bewirkt. Die Genauigkeit dürfte also ausreichen.

Diese Nullmethode scheint mir genauer, als Windfahnen u. dgl. Die Konstruktion des Geräts ist von meinem Mitarbeiter, Herrn v. Löbl in München, bis ins einzelne durchgeführt, doch ist es zu Versuchen damit nicht mehr gekommen.

Mitteilungen aus dem Gewerblichen Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Patentanmeldungen.

- Ausgelegt am 29. 9. 19. Einspruch bis 29. 11. 19.
- 42c. 6. H. 73 446. Carl Haase, Friedrichshagen b. Berlin, Königstr. 5. Raumpendel-Horizont für Flugzeuge. 2. 1. 18.
- 46a, 2. St. 31 627. Bernhard Stein, Berlin-Friedenau, Hähnelstr. 14. Einspritzvorrichtung für Dieselmotoren. 17. 12. 18.
- 46a, 3. H. 73 470. Friedr. A. Haselwander, Karlsruhe, Gartenstr. 50 I, und Dr. Alfred Silber, Offenburg i. B. Verbrennungskraftmaschine. 5. 7. 16.
- 46a, 19. R. 46 336. Wilhelm Rittweger, Eberbach, Baden. Zweitaktexplosionskraftmaschine. 7. 8. 18.
- 46a, 21. G. 46 321. Adolf Friedrich Gerdes, Berlin, Friedrichstr. 233. Explosionskraftmaschine mit gegenläufigen Kolben. 26. 2. 18.
- 46a, 21. M. 60 292. Wilhelm Maier, Stuttgart, Birkenwaldstr. 46. Einspritzverbrennungskraftmaschine mit gegenläufigen Kolben: Zus. z. Pat. 272 978. 25. 9. 16.
- 46a, 25. I. 18 510. Theodor Jessen, Altona-Bahrenfeld, Händelstr. 16. Verbrennungskraftmaschine zum Antrieb von Unterseebooten. 17. 12. 17.
- 46a, 26. D. 33 861. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Verbrennungskraftmaschine. 29. 10. 17.
- 46c, 2. H. 75 811. Hansa-Lloyd-Werke A.-G., Bremen. Schmier-, Anlaß- und Reinigungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 27. 12. 18.
- 46c, 14. B. 85 413. Bayerische Motoren-Werke A.-G., München. Zündapparat-Abdichtung. 23. 1. 18.
- 46c, 14. B. 87 288. Robert Bosch A.-G., Stuttgart. Vorrichtung zum gleichzeitigen Anlassen mehrerer Verbrennungsmotoren. 2. 9. 18.
- 46d, 10. B. 86 492. Wilhelm Leibbrand, Schorndorf, und Hermann Braun, Cannstatt, Taubenheimstr. 65. Brennkraftturbine, bei welcher das Laufrad die Auslässe aus den Verbrennungskammern zwangsläufig steuert; Zus. z. Pat. 297 419. 1. 6. 18.
- 46d, 10. G. 46 903. Gustav de Grahl, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 135. Verfahren und Maschine zur Ausnutzung eines hoch überhitzten Gasverbrennungsgemisches. 19. 7. 18.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Veröffentl. am 29. 9. 19.

- 46a. G. 42 504. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Arbeitskolben. 2. 5. 19.

Patenterteilungen.

Veröffentl. am 29. 9. 19.

- 46a, 23. 316 116. Arvid Anderson Lind, Stockholm, Schweden; Vertr.: M. Abrahamsohn, Pat.-Anw., Berlin SW. 47. Verbrennungskraftmaschine mit umlaufenden Trommeln; Zus. z. Pat. 314 185. 24. 5. 14. L. 46 222.
- 46c, 4. 303 987 »K«. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Verbrennungskraftmaschine mit als Haube ausgebildetem Kühlmantel; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 1. 5. 17. S. 46 601.
- 46c, 19. 316 115. Hans Nordström, Karlshamn, Schweden; Vertr.: O. Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anw.-Berlin SW. 68. Kolbenkühlvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 1. 18. N. 17 125.
- 46c, 20. 316 018. Hans Bonte, Karlsruhe, Bachstr. 21. Verfahren zur Kühlung von Verbrennungskraftmaschinen. 11. 3. 15. B. 79 180.
- 46c, 29. 316 082. Albert Goldbeck, Berlin. Schalldämpfer für mehrzylindrige Explosionsmotoren. 1. 8. 16. G. 44 248.
- 46d, 10. 316 083. Albert Troedel, Berlin-Friedenau, Cranachstr. 11, und Max Stahl, Berlin, Koloniestr. 38. Vereinigte Gas- und Dampfturbine; Zus. z. Pat. 315 053. 15. 5. 18. T. 22 016.
- 46d, 11. 310 185 »K«. Carl Semmler, Wiesbaden, Schützenstraße 1. Kühlverfahren für Verbrennungskraftmaschinen; Zus. z. Pat. 301 304; umgeschrieben auf Semmler-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Wiesbaden. 5. 2. 18. S. 47 811.
- 77h, 3. 316 005. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau. Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310 199. 9. 1. 18. R. 45 352.
- 77h, 5. 301 701 »K«. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft-Berlin. Auf einer Kreisschiene geführter, als Geschützträger dienender Laufing, insbesondere für Drehgeschütze bei Luftfahrzeugen. 17. 4. 15. A. 26 941.
- 77h, 5. 302 520 »K«. Franz Schneider, Seefeld b. Spandau. Lagerung für Maschinengewehre auf Flugzeugen. 27. 2. 17. Sch. 51 128.

77h. 5. 310 619 K. Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln. 13. 3. 18. J. 18 640.

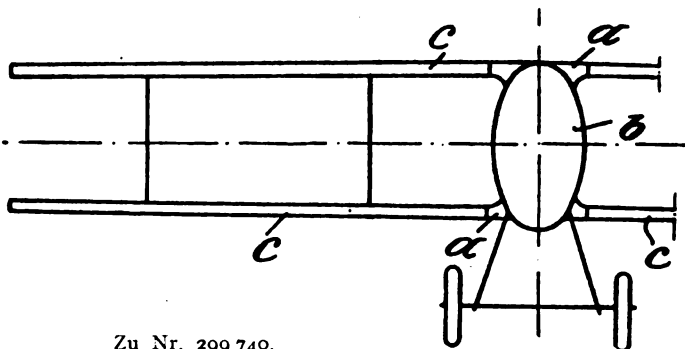
77h. 5. 316 006. Robert Bosch A.-G., Stuttgart. Vorrichtung zur Verhütung von Funkenübergang an zerrissenen Zündkabeln. 6. 1. 18. B. 85 299.

77h. 6. 316 070. Aktien-Gesellschaft Fritz Neumeyer, Nürnberg, und Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstraße 70. Nabe für Luftschrauben mit auswechselbaren Flügeln. 14. 9. 18. A. 30 982.

77h. 6. 316 071. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 70. Preßverfahren für Metallhohlkörper insbesondere Luftschrauben. 19. 12. 17. M. 62 294.

Erteilte deutsche Patente.

77h. Gruppe 5. 299 740. Doppeldecker mit von einem Fahrgestell oder Schwimmergestell abgestütztem Rumpf. Reinhold Richter in Berlin-Friedenau. Patentierte vom 7. Oktober 1915 ab.



Zu Nr. 299 740.

Patent-Anspruch.

Doppeldecker mit von einem Fahrgestell oder Schwimmergestell abgestütztem Rumpf, dadurch gekennzeichnet, daß der ein Konstruktionsglied der Tragdeckenzelle bildende, fischförmige Rumpf b eine dem Abstand zwischen der Oberkante oberer und der Unterkante unterer Tragdecke gleiche Höhe besitzt.

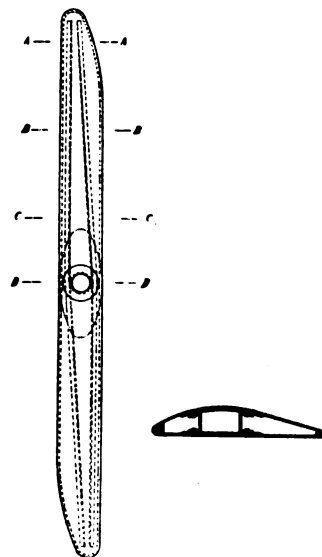
77h. Gruppe 1. 314 402. Einschnürungsvorrichtung für Steuersäcke der Fesselballone. Reinhold Richter in Berlin-Friedenau. Patentierte vom 29. März 1918 ab. — Der Erfindung liegt die Erkenntnis zugrunde, daß die Einschnürung des Steuersackes bedeutend einfacher und leichter zu bewerkstelligen ist, wenn statt der bisherigen Leinen Einschnürungswände aus Stoff, Haut od. dgl. verwendet werden, die die oben erwähnten Flächen, in denen die Leinen liegen, ganz ausfüllen. Die Herstellung und Befestigung dieser Einschnürungswände ist bedeutend einfacher, weil der Stoff, Haut od. dgl. in gewünschter Form nur zugeschnitten und mit den Rändern unmittelbar an den Steuersack genäht zu werden braucht, während beim Leinenwerk eine große Anzahl von Leinen in verschiedenen Längen zugeschnitten, an den Enden verspleißt oder verknotet und außerdem Gurte oder Scheiben hergestellt und an den Steuersack genäht werden müssen. Es leuchtet auch ein, daß das Leinenwerk schwerer sein muß als die Stoff- bzw. Hautwände, selbst wenn die Festigkeit des Leinenwerkes und der Wände in beiden Fällen dieselbe ist, denn die Gewichtsvermehrung beim Leinenwerk entsteht durch die Spleiße, Verknotungen und durch die Gurte, Scheiben usw.

Ein weiterer Vorteil der Einschnürungswände entsteht noch, wenn bei Verwendung von Fasermaterial, z. B. von Stoff, dieser so angeordnet wird, daß alle seine Fäden oder ein Teil seiner Fäden, falls der Stoff aus mehreren Lagen zusammengesetzt ist, nicht parallel und quer zur Mittelachse der in eine Ebene ausgebreitet gedachten Einschnürungswand, sondern diagonal dazu, also die Achse ungefähr unter 45° schneidend, angeordnet wird. Die Einschnürungswand bildet dann ein Gitterwerk, das gegen Schubkräfte sehr wirksam ist.

77h. Gruppe 6. 314 462. Luftschraube mit hohlen Flügeln. Zeppelin-Werk Lindau G.m.b.H. und Dipl.-Ing. Claudius Dornier in Lindau-Reutin i. B. Patentierte vom 3. September 1916 ab. — Die Erfindung bezieht sich auf Luftschrauben mit hohlen Flügeln. Man kann solche Schrauben dadurch gewinnen, daß man einen hohlen rohrartigen Körper an seinen Enden schraubenblattartig zusammenpreßt und in der Mitte als Nabe ausbildet. Die nachträgliche Umformung eines rohrartigen Körpers in eine zweiflügelige Schraube ist aber nur schwer mit der gewünschten Genauigkeit zu erreichen. Andererseits gibt es Schrauben, bei denen die hohlen Flügelblätter auf die an der Nabe befestigten Flügelträger aufgebracht werden. Bei letzterer Bauart besteht die Gefahr, daß die Flügel durch die Zentrifugalkraft abgeschleudert werden.

Die Erfindung sucht die Nachteile beider Bauweisen zu vermeiden. Dieser Zweck wird dadurch erreicht, daß die Schraube

aus mehreren, wenigstens angenähert von einem Flügelrande bis zum andern sich erstreckenden inneren und äußeren Teilen besteht und daß die Flügelblätter ebenso wie die Arme als tragende Teile herangezogen werden. Den Erfindungsgegenstand bildet demgemäß eine Luftschraube mit hohlen Flügeln, bei der zwei von einem Flügelrande bis zum anderen durchlaufende Flügelblätter und mehrere Paare ebenfalls durchlaufender Stege oder Profile zur Verwendung kommen. Gemäß der Erfindung dienen die außenliegenden Profile gleichzeitig als Übergangskörper von einem Flügelblatt zum andern. Auf diese Weise läßt sich eine große Festigkeit der fertigen Schraube mit leichter Anfertigung und großer Genauigkeit in den einzelnen Teilen erzielen. Besonders vorteilhaft gestaltet sich die Herstellung einer Luftschraube, wenn man die außerhalb des inneren Stegpaars liegenden Teile der Flügelblätter schwächer hält als die innerhalb des Stegpaars liegenden Teile. Da der durch die Innenprofile abgestützte mittlere Teil des Propellers zufolge seiner kastenartigen Form große Festigkeit besitzt, kann man die an den Kanten noch nicht verbundenen Blattenden ohne Mühe etwas federnd hochbiegen und daher leicht mit Nietwerkzeugen usw. an die inneren Stege gelangen. Außerdem wird der Flügel leichter.

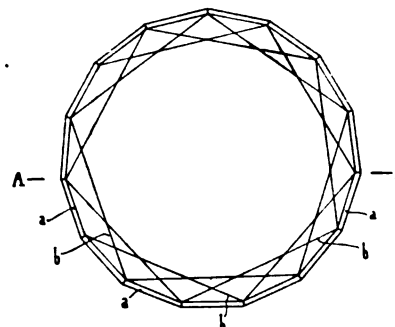


Zu Nr. 314 462.

Patent-Ansprüche:

1. Luftschraube mit hohlen Flügeln, dadurch gekennzeichnet, daß sie aus zwei von einem Flügelende zum anderen durchlaufenden Flügelblättern und mehreren Paaren ebenfalls durchlaufender Stege oder Profile besteht, wobei die außenliegenden Profile gleichzeitig als Übergangskörper von einem Flügelblatt zum andern dienen.

77h. Gruppe 2. 314 455. Verspannung für die Querringe von Starrschiffen. Reinhold Richter in Berlin-Friedenau. Patentierte vom 6. Oktober 1917 ab.



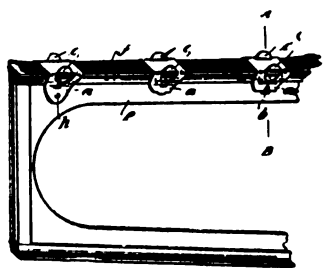
Zu Nr. 314 455.

Patent-Anspruch:

Verspannung für die Querringe von Starrschiffen, dadurch gekennzeichnet, daß die nur auf Zug beanspruchten Verspannungsmittel b der Querringe a so angebracht sind, daß sie je zwei benachbarte Ecken unter Freilassung der Ringmitte verbinden, so daß Zugorgane nur in der Nähe des Ringrandes vorhanden sind.

77h. Gruppe 7. 314 456. Metallklammer für Flugzeugtragflächen. Friedrich Grass in Berlin. Patentierte vom 22. März 1918 ab. — Die übliche Befestigung der Spannlein-

wand an den Spieren von Flugzeugen durch Aufnagelung hat leicht ein Aufplatzen der Spieren zur Folge. Diesen Mangel soll die vorliegende Erfindung beseitigen.



Zu Nr. 314 456.

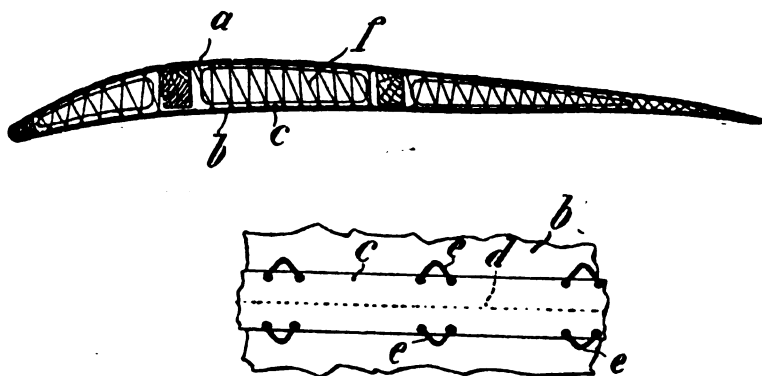
Patent-Ansprüche:

1. Metallklammer für Flugzeugtragflächen, dadurch gekennzeichnet, daß die aus Blech gestanzte Klammer *a* durch Umklammerung des Spierenrandes und Umlegen einer Nase *b* einen zur Befestigung der Bespannung dienenden Stoffstreifen *f* auf der Spiere festklemmt.

77h. Gruppe 7. 314 463. Flugzeugtragfläche. Joh. Schütte in Danzig. Patentiert vom 3. März 1917 ab. — Wenn man den zur Bespannung der Tragflächen dienenden Stoff durch Nägel an den Rippen befestigt, wird deren Festigkeit beeinträchtigt. Außerdem zeigt diese Befestigungsart den Nachteil, daß der Stoff losreißt oder bei starkem Luftdruck die in den seltensten Fällen senkrecht in der Rippe sitzenden Nägel herausgerissen werden.

Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist die Vermeidung dieser Übelstände. Zu diesem Zweck werden an dem Stoff Bänder durch Annähen befestigt, die an beiden Seiten Schnurösen oder Bindelöcher aufweisen, durch die Schnüre oder Bindfäden gezogen werden.

Gegenüber der ebenfalls gebräuchlichen Befestigungsweise des Stoffes durch halbrunde und mit Stoff bezogene Holzstäbe, die an der Außenseite auf den Rippen mittels Schrauben befestigt werden, bietet die vorliegende Erfindung den Vorteil, daß hier keine Unebenheiten auf der oberen Seite der Tragfläche entstehen.



Zu Nr. 314 463.

Patent-Ansprüche:

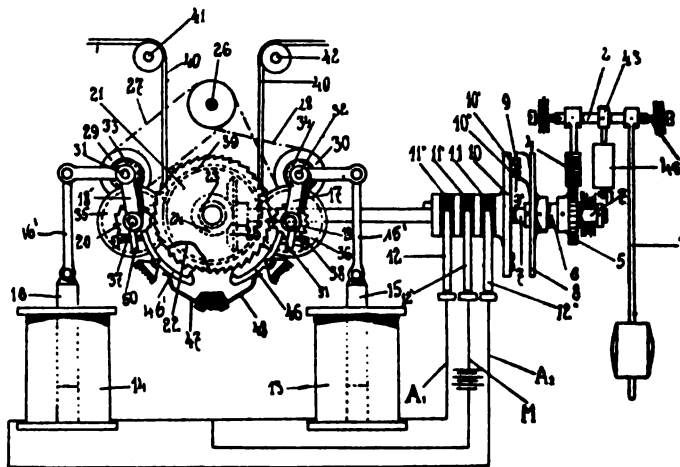
1. Flugzeugtragfläche, dadurch gekennzeichnet, daß an dem Bespannungsstoff in der Flugrichtung Bänder od. dgl. *c* durch Annähen befestigt sind, die an beiden Seitenrändern Schnurösen, Bindelöcher od. dgl. zum Festschnüren des Bespannungsstoffes an den Rippen durch Bindfäden aufweisen.

77h. Gruppe 5. 314 517. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl. Kálmán Baron Pfeiffer in Wien. Patentiert vom 24. Oktober 1915 ab. Priorität auf Grund der Anmeldung in

Österreich vom 30. September 1915 beansprucht. — Die Erfindung betrifft eine selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung, bei welcher die Stabilisierungsmittel von einer dauernd umlaufenden Welle aus verstellt werden, deren Drehung durch Einrücken von Getrieben unter Vermittlung von Solenoiden auf die die Steuerseile tragende Seiltrommel übertragen wird, und die Rückführung der Stabilisierungsmittel in die Gleichgewichtslage durch Vermittlung einer elektrisch betriebenen Rückführungskupplung erfolgt.

Das Wesen der Erfindung bildet eine Einrichtung, bei welcher die Bewegung der Steuergetriebe in der einen oder in der anderen Richtung unter Vermittlung abwechselnd eingreifender, schwingbar gelagerter und elektrisch bewegter Schaltgetriebe durch besondere Schalträder erfolgt, die wechselseitig unter dem Einfluß von durch Federn ausdrückbaren und durch Daumen lösbaren zweiarmigen Sperrklinken stehen.

Durch diese Einrichtung soll eine Rückdrehung der jeweilig in Tätigkeit befindlichen Schalträder verhindert, bzw. eine genaue Einstellung der Stabilisierungsmittel in der Gleichgewichtslage in jedem Augenblicke gewährleistet werden.



Zu Nr. 314 517.

Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, Unterseeboote u. dgl., bei welcher die Stabilisierungsmittel von einer dauernd umlaufenden Welle aus verstellt werden, deren Drehung durch Einrücken von Getrieben unter Vermittlung von Elektromagneten auf die die Steuerseile tragende Seiltrommel übertragen wird, dadurch gekennzeichnet, daß die Bewegung des Steuergetriebes (39, 40) in der einen oder in der anderen Richtung unter Vermittlung abwechselnd eingreifender, schwingbar gelagerter und elektrisch betriebener Schaltgetriebe (19, 20) auf die mit Schaltzähnen versehenen Schalträder (21, 22) übertragen wird, welche letzteren wechselseitig unter dem Einfluß von durch Federn (47, 48) andrückbaren und durch Daumen (50, 51) lösbaren zweiarmigen Sperrklinken (46, 46') stehen, so daß eine Rückdrehung der Schalträder (21, 22) verhindert wird.

Gebrauchsmuster.

Veröffentl. am 29. 9. 19.

46a. 715 581. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Leerlaufeinrichtung für Mehrzylinderverbrennungsmotoren 9. 8. 15. D. 28 928.

77h. 715 189. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig-Großschocher. Großflugzeug. 1. 8. 18. D. 32 190.

Verlängerung der Schutzfrist

für die nachstehend aufgeführten Gebrauchsmuster.

77h. 666 637. Norddeutsche Kühlenfabrik, G. m. b. H., Berlin. Drahtankerversteifung usw. 27. 7. 16. N. 15 756. 18. 7. 19.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Ami Lützow 6508.

Adressenänderungen:

Prof. Dr. Budde, Berlin W. 15, Ludwigkirchstr. 8.
Dr.-Ing. Seehase, Berlin SO. 36, Elsenstr. 1.
Hptm. von Buttler, Elbersberg bei Raumburg, Bez. Kassel.

Automobil & Aviatik, Leipzig-Schönfeld.
Dr.-Ing. Hoffmann, Leipzig-Schönfeld.
Dr.-Ing. Dr. Munk, Flensburg, Schloßstr. 5.
Dipl.-Ing. Gaule, Nikolassee-Berlin, Lückhoffstr. 24.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt

vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl

Professor an der Universität
Göttingen

und Dr.-Ing. F. Bendemann

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linien-Schiff-Leutnant a. D.
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE

Referent für Flugzeugstatik beim
S.V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES

Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

30. Oktober 1919.

Heft 20.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges. Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg. S. 221.
Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden. S. 224.
Gewerblicher Rechtsschutz. S. 225.

Bücher-Besprechungen. S. 231.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 232.
Luftfahrt-Rundschau Nr. 3 (Beilage).

Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges.

Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg.

Vorbemerkung.

Diese Arbeit ist bei der zur Flugzeugmeisterei gehörigen Flugzeugversuchsabteilung auf dem Flugplatz Rechlin am Müritzsee im Herbst 1918 entstanden. Die Geschwindigkeiten des Flugzeuges sind mit photographisch registrierenden Theodoliten der Firma Karl Bamberg, Berlin-Friedenau, gemessen.

Versuchsflugzeug.

Fok D VII mit zwei fest eingebauten Maschinengewehren wie für den Frontgebrauch ausgestattet (Fig. 1).

Belastung bei den Flügen.

Volle Betriebsstoff- und Ölbehälter, keine Munition und Zusatzbelastung. Gesamtgewicht ohne Stiele und Kabel: 900 kg.

Durchgeführte Versuche.

Das Flugzeug wird untersucht:

1. auf wagerechte Geschwindigkeit in 600 m Höhe,
2. auf Steigfähigkeit.

Zu diesem Zwecke wurde es geflogen:

1. Nach Ausbau der zum Flugzeug gehörigen Stiele ohne Versteifung der Ober- und Unterflügel, welche baulich nach Entfernung der Stiele notwendig gewesen wären. Die Unterflügel waren deshalb um ein gewisses Maß um den Kastenholm verdrehbar. Das Flugzeug flog sich infolgedessen weicher als in gewöhnlicher Ausführung und war beträchtlich unempfindlicher auf Querruderausschläge. Entsprechende Beobachtungen lassen vermuten, daß bei den Flügen die Austrittskante der Unterflügel nach oben gebogen wurde. Dadurch entstand ein geringerer Anstellwinkel der Unterflügel und eine stärkere Belastung des durchgehenden Oberflügels. Das im Fluge geänderte Schrägungsverhältnis von Ober- und Unterflügel wurde nicht gemessen.
2. Mit eingebauten Stielen, d. h. Flugzeug wie an der Front verwendet. Gewicht der Stiele $2 \times 2,85 = 5,7$ kg.
3. Mit eingebauten, sonst zum Flugzeug nicht gehörigen Verspannungskabeln. Die Kabel wurden locker in die Flügel nach dem Vorbild einstieliger D-Flugzeuge eingebaut, so daß je eine vordere und

hintere durch die Flügelaufhängepunkte gehende Tragwand entstand. Zur Verwendung gelangten Stahlkabel mit kreisförmigem Querschnitt von 4,8 mm Durchmesser. Die eingebaute Länge betrug insgesamt 20,3 m. Das Gewicht der Kabel war 2,5 kg. Beim Fliegen wurden die Kabel stramm, ohne zu flattern. Änderungen im aerodynamischen Verhalten des Flugzeuges wurden nicht beobachtet.

Die Gewichtszunahme von 5,7 und 5,7 + 2,5 kg wurde durch Ablassen einer entsprechenden Menge Benzin vor Beginn der Flüge ausgeglichen.



Fig. 1.

Die Lufttemperaturen und Luftdrücke wurden zur Bestimmung der Luftdichten in 1, 2, 3, 4, 4,5 und 5 km Höhe während der Versuche gemessen.

Die wagerechte Geschwindigkeit in 600 m Höhe wurde durch je zwei hintereinander abgeflogene Vierecke gemessen. Die Motorumlaufrzahl betrug dabei etwa 1440. Durch Ausgleichsrechnung der Theodolitbeobachtungen wurden Ungenauigkeiten der Beobachtungen möglichst ausgeschaltet und die verhältnismäßigen Fehlergrößen jedesmal bestimmt. Da Vergleichsmessungen vorgenommen wurden, war es notwendig, die Flüge unter gleichen Bedingungen durchzuführen. Die Flüge für die wagerechte Geschwindigkeitsmessung wurden in der gleichen Luftdichteschicht bei derselben Umlaufrzahl unter Einhaltung der gleichen Höhe ausgeführt. Bedingungen, die vom Verfasser dieses Aufsatzes, welcher das Flugzeug führte, ohne Schwierigkeit erfüllt werden konnten, da diese Flüge an einem windstillen Nachmittag bei hoher Wolkendecke stattfanden, und da während der kurzen Versuchsdauer gleiche Verhältnisse in der Luft herrschten. Die für die wagerechte Geschwindigkeitsmessung niedrige Höhe von 600 m wurde gewählt, um die Motorenleistung annähernd gleich der Bodenbremsleistung setzen zu können.

Es bedeute:

Der Index 1 die Versuchsreihe mit ausgebauten Stielen,
der Index 2 die Versuchsreihe mit eingebauten Stielen,
der Index 3 die Versuchsreihe mit zusätzlichen Kabeln.

Die Messungen ergaben für die wagerechten Geschwindigkeiten:

$$\begin{aligned} v_1 &= (49,40 \pm 0,340) \text{ m/s} = 177,6 \text{ km/h}, \\ v_2 &= (49,52 \pm 0,535) \text{ m/s} = 178 \text{ km/h}, \\ v_3 &= (47,72 \pm 0,655) \text{ m/s} = 172 \text{ km/h}. \end{aligned}$$

Als Ergebnis der Messungen zur Bewertung des Einflusses von Stielen und Kabeln auf die wagerechte Geschwindigkeit kann somit angesehen werden:

Infolge zu weicher Innenkonstruktion der Unterflügel trat der Einfluß der Stiele auf die Fluggeschwindigkeit nicht hervor. Das Flugzeug ohne Stiele hatte sogar eine geringere wagerechte Geschwindigkeit als mit Stielen, vermutlich infolge des Umstandes, daß die Unterflügel ohne Stielabstützung sich verbogen. Ein Vergleich von v_2 und v_3 war dagegen möglich, da die Flügel mit eingebauten Stielen gegenseitig gehalten waren. Die lockere Verspannung änderte die aerodynamischen Verhältnisse nicht. Die Geschwindigkeitsänderung im wagerechten Flug war verhältnismäßig klein (178 zu 172 km/h). Es ist zu erwarten, daß der Geschwindigkeitsunterschied in größeren Höhen noch geringer wird, da dort der Anteil der Kabel am Gesamtwiderstand, der infolge Vergrößerung der Anstellwinkel für den wagerechten Flug in größeren Höhen wächst, noch kleiner wird.

Auf Grund dieser Ergebnisse wurde versucht, die Widerstandsbeiwerte der Kabel zu berechnen, doch zeigte sich, daß die dieser feinen Rechnung zugrunde liegenden technischen Angaben nicht zur einwandfreien Bestimmung dieser Kabelwiderstandsbeiwerte ausreichten.

Es scheint zweifelhaft, ob sich empfiehlt, zur Erzielung einer nur geringen Geschwindigkeitserhöhung auf den Vorteil äußerer Kabelverspannung zu verzichten. Durch letztere kann ein statisch vielfach überbestimmtes Tragwerk geschaffen werden, so daß bei Verletzungen oder Verlust eines Trageiles noch eine genügende Festigkeit gesichert bleibt.

Bei dem Vergleich der Einwirkung von Stielen und Kabeln auf die Steiggeschwindigkeit eines Flugzeuges ist es gleichgültig, ob man unmittelbar die auf Luftdichte umgerechneten Barographensteigkurven oder die durch numerische Differentiation gefundenen Steiggeschwindigkeiten heranzieht. Da durch das Anlegen von Tangenten an die Barographenkurve bei der graphischen Auswertung Ungenauigkeiten entstehen, wurde die numerische Differentiation angewendet. Bezeichnet man die Höhe mit z , die Steiggeschwindigkeit mit w , den Druck mit p (kg/m²) und die Luftdichte mit γ (kg/m³), so ist

$$w_z = \frac{dz}{dt} = \frac{dz}{dp} \cdot \frac{dp}{dt} = - \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{dp}{dt}.$$

Die zeitliche Druckänderung $\frac{dp}{dt}$ erhält man durch Auftragen der Luftdruckkurve (Barographenkurve) in rechtwinkligen Koordinaten, aus der der Luftdruck für gleiche Zeitabschnitte Δt z. B. von 2 zu 2 min = 120 s abgelesen wird.

Für die meisten Fälle hat sich diese Bestimmung von Δp als genügend gezeigt. Nur bei besonders schnell steigenden Flugzeugen müssen die Ablesungen vermehrt werden.

Der Druckunterschied in mm Hg einer Zeitspanne von $\Delta t = 120$ s multipliziert mit dem spezifischen Gewicht des Quecksilbers $s = 13,6$ kg/l ergibt mit genügender Genauigkeit die Werte von Δp .

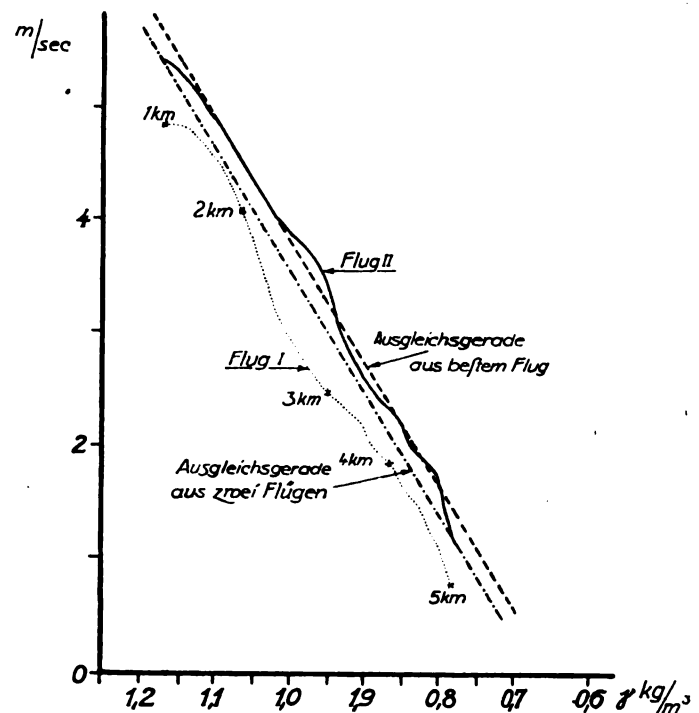


Fig. 2.

Während des Fluges wurden alle 1000 m die Temperaturen an zwei mitgeführten Alkoholthermometern, deren Angaben beide gut übereinstimmten, abgelesen. Aus diesen Ablesungen wurde mit den dazugehörigen Luftdrücken die Luftdichte ermittelt und aufgezeichnet.

Aus dieser Darstellung wird für jedes Δp das zugehörige γ abgelesen. Die Steiggeschwindigkeit ist danach vereinfacht

$$w_z = \frac{\Delta p \cdot 13,6}{120 \cdot \gamma} = 0,1133 \frac{\Delta p}{\gamma} \text{ m/s}.$$

Die Ergebnisse wurden zunächst auf die Luftdichte bezogen und danach zur Ermöglichung eines Vergleiches auf Jahresmittelwerte umgerechnet. Sie sind in der folgenden Tabelle sowie graphisch in den Fig. 2 bis 4 eingetragen.

Mittelwerte aus je drei Flügen.

Steigzeiten, Min.		km 0-1	km 1-2	km 2-3	km 3-4	km 4-5	km 0-5
Ohne Stiele	erflogen . .	2,75	3,75	5,0	7,0	12,0	30,5
	reduziert . .	2,5	3,5	5,0	6,75	13,25	31,0
Mit Stielen	erflogen . .	3,0	3,5	4,5	6,5	11,5	29,0
	reduziert . .	2,75	3,25	4,25	6,25	9,5	26,0
Mit Stielen und Kabeln	erflogen . .	3,0	4,5	6,0	8,0	12,5	34,0
	reduziert . .	2,5	4,0	6,25	8,75	13,5	35,0

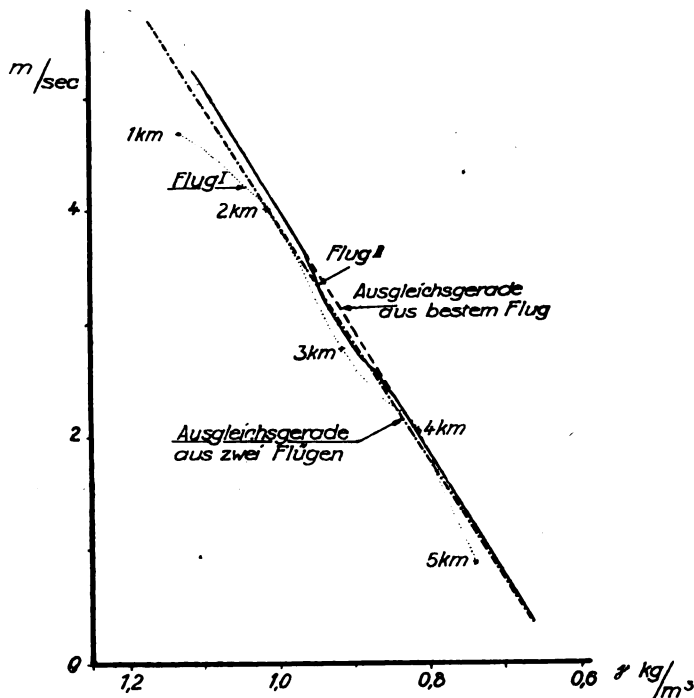


Fig. 3.

Die erhaltenen Kurven zeigen einen sehr ungleichmäßigen Verlauf, während zu erwarten war, daß sie flachverlaufende Kurven wären, die in erster Annäherung als gerade Linien angenommen werden könnten. Der ungleichmäßige Verlauf der Kurven ist verschieden zu erklären. Das Flugzeug ist vielleicht stellenweise nicht voll ausgeflogen worden. Man wäre dann berechtigt, an die Höchstwerte eine Tangente zu legen, und erhielte eine theoretische Kurve der Steiggeschwindigkeit. Es können aber auch Unregelmäßigkeiten der Kurve in örtlicher Luftdichteverteilung begründet sein, die durch die Temperatur- und Druckablesung nicht festgestellt worden sind. Schließlich liegt auch eine Ungenauigkeit im Rechnungsverfahren, da die Luftdichten- und Druckkurven in 1000 m-Abschnitten, d. h. in solchen von ungefähr 3 bis 10 min festgelegt sind, die Geschwindigkeitskurve dagegen Zeitabschnitte von 2 min hat. Diese Ungenauigkeit des Rechnungsverfahrens verbietet, den Ausgleich durch eine Tangente an die Höchstwerte zu finden, sondern legt nahe, ihn durch eine Linie, die zwischen der Tangente und den Mittelwerten liegt, herzustellen. Dieser Ausgleich wurde in der vorliegenden Arbeit durchgeführt.

Bei dem Vergleich der drei Steigversuche ist zu erwägen, ob der beste Flug oder die aus zwei bis drei Flügen sich ergebenden Mittelwerte als Maßstab genommen werden sollen. Da der Ausgangspunkt für den Vergleich nicht maßgebend ist, sondern nur eine Parallelverschiebung bedeutet, werden in den Fig. 5 und 6 beide Verfahren zusammengestellt. Der Charakter beider Bilder ist völlig gleich.

Das Hauptergebnis für die Bewertung, inwieweit Stiele und Kabel auf die Steigfähigkeit des Flugzeuges einwirken, ist, daß auf Fok D/VII die besten Zeiten mit eingebauten Stielen erfolgten

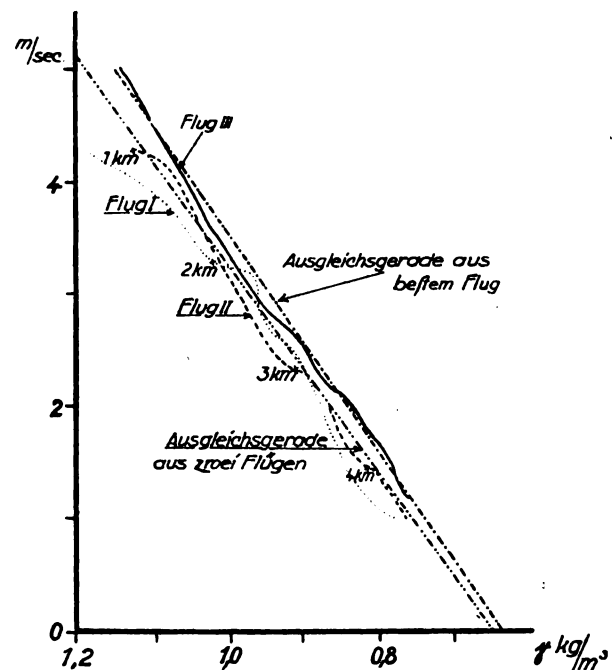


Fig. 4.

wurden, während die Werte für das Flugzeug ohne Stiele etwas schlechter sind. Erheblich wurde dagegen die Steigfähigkeit durch die angebrachten Kabel verschlechtert.

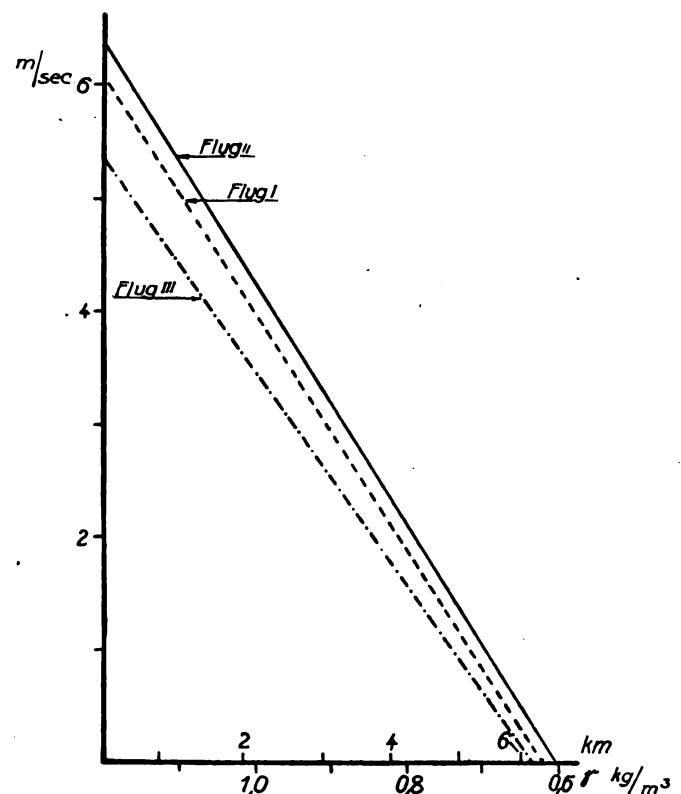


Fig. 5.

Daß trotz des erhöhten Widerstandes des Flugzeuges mit eingebauten Stielen, aber ohne Kabel, die Steigzeiten besser sind als diejenigen des Flugzeuges ohne Stiele, bestätigt nochmals deutlicher als bei den wagerechten Geschwindigkeitsmessungen, daß das Flugzeug für eine Verwendung der Unterflügel ohne Stiele zu nachgiebig gebaut ist. Wären die

Unterflügel im Innern versteift worden, so daß eine solche Formänderung unmöglich gewesen wäre, so würde Kurve I zweifellos über Kurve II liegen.

Die Tatsache, daß verspannungslose Flugzeuge erheblich bessere Steigzeiten aufweisen als solche mit starken Verspannungen, gibt den Bestrebungen der Flugzeugwerke, verspannungslose Flügel auszubilden, völlig recht.

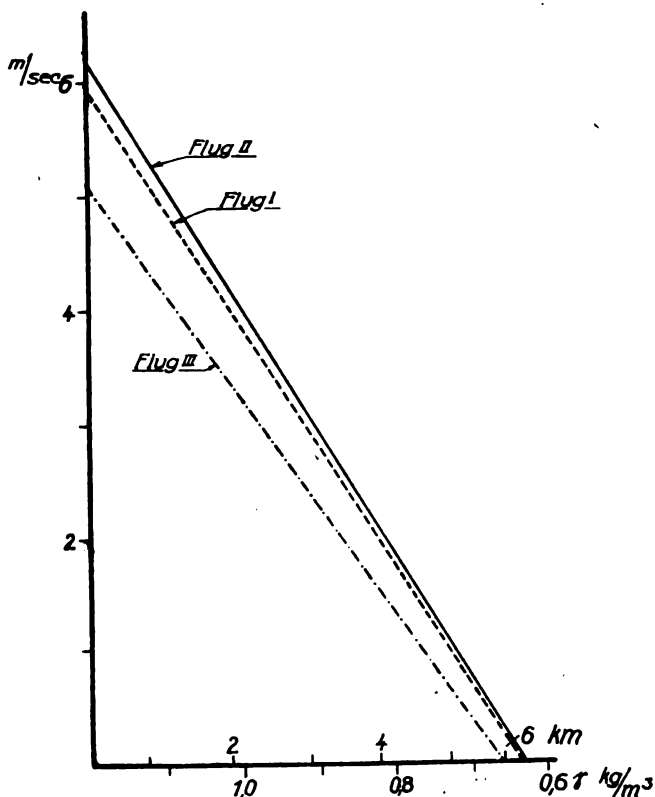


Fig. 6.

Zusammenfassung.

Aus den geschilderten Messungen an einem Fok D VII, welcher sowohl in seiner ursprünglichen Gestalt mit eingebauten Stielen als auch nach Ausbau derselben, ferner mit Stielen und zusätzlichen Kabelverspannungen geflogen wurde, folgt, daß durch verspannungslose Flugzeuge gegen solche mit Außenverspannung eine geringe Steigerung der wagerechten Geschwindigkeit erreicht wird, daß dagegen die Steiggeschwindigkeit wesentlich verbessert werden.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, I. t. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung.)

Konstruktives an Schulmaschinen im Vergleich zu anderen Flugzeugen.

Die allgemeine Konstruktion der ausgesprochenen Schulflugzeuge ist dadurch gekennzeichnet, daß man in einzelnen Punkten besondere konstruktive Ausführungen anwendet, die zwar einen Verlust für die Flugleistungsfähigkeit, die von den Flugeigenschaften zu unterscheiden ist, bedeuten, aber gerade der Brauchbarkeit des Schulflugzeugs sehr dienlich sind. Als Beispiel hierfür sei die Tatsache angeführt, daß man bei Schulflugzeugen von einer Verkleidung der Radachse und der Fahrgestell-Hilfsachse zwecks Verminderung des schädlichen Luftwiderstandes absieht, während derartige Verkleidungen bei allen modernen Verkehrsflugzeugen zu finden sind. Die Häufigkeit von Reparaturen der Achsen

im Schulbetrieb, sowohl das Ausrichten nur verbogener als auch das Ersetzen nicht mehr wiederherstellbarer, und die hierdurch bei verkleideten Achsen in höherem Maße beanspruchte Zeit sowie die hiermit und die mit dem bei Achsendefekten unvermeidlichen, häufigen Ersatz derartiger Verkleidungen verbundenen Kosten würden unter gleichzeitiger Berücksichtigung der erreichbaren Vorteile bei Schulmaschinen die Anwendung einer Achsenverkleidung in keiner Weise begründet erscheinen lassen. Bei aufs äußerste getriebener Luftwiderstandsverminderung ist man während des Krieges in einigen Fällen mit der Achsenverkleidung so weit in ihrer Konstruktion gegangen, daß ein Aufbocken des Flugzeugs in der bekannten Weise zwecks Entlastung der Pneumatik nicht mehr möglich war. Dies war nur durch die Erfordernisse des Krieges berechtigt und wird bei Gebrauchsflugzeugen nicht vorkommen. Als weitere Beispiele für die konstruktive Durchbildung der Schulflugzeuge seien angeführt, daß man bei ihnen aus denselben Gründen wie beim Fortlassen der Achsenverkleidung allgemein von der Verwendung der sonst gebräuchlichen Propellerkappen absieht und daß man auch einzelne Kabel der Steuerorgane, besonders Verwindungskabel, bei Schulmaschinen nur in geringem Maße oder garnicht im Rumpf oder in den Flächen laufen läßt. Letzteres bietet gegenüber weitgehendst eingekapselten vor allem die Vorteile einer leichteren Kontrolle, die für den Schulbetrieb wegen des wesentlich größeren Verschleißes besonders wichtig ist, und einer für die Durchführung des Schulbetriebes vorteilhaften Vereinfachung der häufigen, nie zu vermeidenden Reparaturen. Aus ähnlichen Gründen sieht man bei Schulmaschinen auch von der Anwendung umständlicher Motorverschaltungen allgemein ab. Bequemes Überwachenkönnen und leichte Zugänglichkeit aller Teile des Motors und seines Fundamentes ist bei Schulflugzeugen besonders wichtig, da sie viel eher als Gebrauchsmaschinen unsachgemäß behandelt werden. Bei der Einkapselung der Motoren von solchen Gebrauchsmaschinen, die Standmotoren aufweisen, sollte man Rücksicht darauf nehmen, daß es günstig ist, wenn der Führer etwas vom Motor, besonders die Vergaseranlage und die Steuerung der Ventile, sehen kann. Wenn man längere Zeit hinter einem völlig eingekapselten und infolgedessen vom Führersitz aus unsichtbaren Motor sitzt und dieser anfängt, irgendwelche Unregelmäßigkeiten zu zeigen, so ist es für den Führer sehr wenig beruhigend, wenn er gar nichts vom Motor sehen kann und deshalb die Ursache der Betriebsstörung nicht auch nach dem Augenschein zu beurteilen vermag. Gerade bei Vergaserbränden sowie Ventildefekten ist eine Feststellung durch den Augenschein so rechtzeitig möglich, daß weitere Gefahr vermieden werden kann. Auch in diesem Punkte sind im Kriege manchmal Ausführungen entstanden, die im Frieden als eine Überzüchtung bei einer normalen Maschine zu bezeichnen wären.

Ferner darf in konstruktiver Hinsicht als charakteristisch für Schulmaschinen bezeichnet werden, daß sie allgemein eine Rumpfkonstruktion aus Holz aufweisen, während gerade einige der erfolgreichsten Jagdeinsitzer (Fokker) und Großflugzeuge (AEG) Stahlrohrrümpfe besitzen. Die Vorzüge des Holzrumpfes für den Schulbetrieb liegen vor allem darin, daß bei Brüchen mit Holzrumpfen für den Schüler erfahrungsgemäß durchschnittlich weniger Gefahr als bei Stahlrohr-



Fig. 12.

Großflugzeug mit Stahlrumpf. AEG-G V mit Kastensteuer (2 Stück 260 PS-Mercedes-Motoren). Neuerdings in Verkehrsflugzeug mit geschlossener Limousine umgebaut und durch Aufstellung eines Höhenrekords von 6100 m mit 8 Fluggästen bekannt geworden, wobei Gebläse für die Motoren Verwendung fanden.

rümpfen besteht. Bei Holzrümpfen kann ein außerordentlicher Teil eines Stoßes durch die Zertrümmerung des Rumpfes amortisiert werden, so daß der Schüler selbst bei den anscheinend gefährlichsten Brüchen meist unbeschädigt bleibt, während bei Brüchen mit Stahlrohrrümpfen dies nicht im gleichen Maße der Fall zu sein pflegt und es besonders häufig eintritt, daß der Schüler durch einknickende Stahlrohre gefährlich verletzt und nicht selten derart eingeklemmt wird, daß ihm eine selbständige, rechtzeitige Befreiung aus einem Bruch, bei dem stets in erhöhtem Maße Brandgefahr besteht, nicht mehr möglich ist. Die Verwendung von Stahlrohrrümpfen



Fig. 13.

Bruch einer LVG-CV infolge Waldlandung wegen Nebels. Holzrumpf, Insassen nicht wesentlich verletzt.

konstruktionen gestaltet sich ferner deshalb für Schulmaschinen weniger günstig, da sie sich beim Rollen von Kurven leichter verziehen. Bei unvorsichtigem Rollen kann dies oft bis zur vorübergehenden Unbrauchbarkeit der Maschine führen. Vermeiden läßt sich diese Gefahr nur dadurch, daß man das Rollen von schärferen Kurven unterläßt und entsprechend Hilfsmannschaften zum Wenden der Maschine benutzt. Die Stahlrohrrümpfe würden bei Schulflugzeugen, obwohl sie zunächst billiger sind als die schwieriger herzustellenden Holzrümpfe, den Betrieb einer Fliegerschule also weniger gefahrlos, wesentlich umständlicher und damit zeitraubender und kostspieliger gestalten. Für die Gebrauchsflugzeuge hat der mit Sperrholzplatten beplankte, völlig aus Holz hergestellte Rumpf den Vorzug, daß sich bei ihm viel leichter eine Form herstellen läßt, die für den Luftabfluß günstig ist.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus dem Gewerblichen Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Mitteilungen der Patentämter.

Erfindungen Heeresangehöriger.

Berlin, den 27. 7. 19.

Die Bestimmung, daß die Erlaubnis zur Nachsuchung von Patenten und Gebrauchsmustern seitens der Heeresangehörigen auf dem Dienstwege von dem Kriegsministerium einzuholen ist. — Erlasse vom 4. Juli 1878 (A.V. Bl. S. 153) vom 22. Juli 1893 (A.V. Bl. S. 194) und vom 5. April 1905 (A.V. Bl. S. 130) — wird aufgehoben.

Dagegen wird bestimmt, daß der Heeresangehörige, zugleich mit der Anmeldung eines Patents oder Gebrauchsmusters beim Reichspatentamt, durch die ihm vorgesetzte Dienststelle — Regiment, selbständiges Bataillon oder gleichstehende Dienststelle — unter Anschluß des weiteren Dienstweges eine Abschrift der Anmeldungsunterlagen unmittelbar dem Kriegsministerium vorzulegen hat.

Bei Vorlage der Abschrift hat die betreffende Dienststelle eine kurze Angabe über die Art der derzeitigen und früheren militärischen Obliegenheiten des betreffenden Heeresangehörigen sowie über Vorgänge und Einrichtungen bei der Truppe beizufügen, soweit diese Umstände auf das Entstehen der Erfindung Einfluß haben konnten.

Ferner ist der Heeresangehörige verpflichtet, bei Patentanmeldung einen Antrag auf dreimonatige Aussetzung der Bekanntmachung bzw. bei Gebrauchsmusteranmeldungen auf dreimonatige Aussetzung der Eintragung beim Reichspatentamt zu stellen und Abschrift davon ebenfalls dem Kriegsministerium auf dem gleichen Wege zu übersenden.

Die sonstigen Bestimmungen des Erlasses vom 16. September 1918 (A.V. Bl. S. 533)¹⁾ bleiben in Kraft.

Der Kriegsminister:
Reinhardt.

Der Unterstaatssekretär:
Grzesinski.

¹⁾ Armee-Verordnungsblatt 1919, Nr. 67, S. 675.

Bekanntmachung, betreffend das Erscheinen des ersten Teiles des Verzeichnisses der vom Reichspatentamt im Jahre 1918 erteilten Patente.

Der erste Teil, Abschnitt 1 bis 3 des Verzeichnisses der vom Reichspatentamt im Jahre 1918 erteilten Patente, herausgegeben vom Reichspatentamt, welches gleichzeitig als Register zu den »Auszügen aus den Patentschriften«, Jahrgang 1918, dienen soll, ist in Karl Heymanns Verlag, Berlin W 8, Mauerstr. 43/44, im Umfange von 249 Seiten erschienen, und zwar mit folgendem Inhalt:

I. Nach der Nummer geordnete Übersicht der vom 1. Januar bis 31. Dezember 1918 in die Patentrolle eingetragenen Patente;

II. Nach Patentklassen geordnete Übersicht der vom 1. Januar bis 31. Dezember 1918 in die Patentrolle eingetragenen Patente, mit Angabe der entsprechenden Seitenzahlen in den besonders erscheinenden Auszügen aus den Patentschriften.

III. Namenverzeichnis der Patentinhaber, mit Angabe der entsprechenden Seitenzahlen in den besonders erscheinenden Auszügen aus den Patentschriften.

Der zweite Teil des Verzeichnisses wird voraussichtlich Mitte Oktober d. J. in dem genannten Verlage erscheinen.

(Preis für beide Teile geheftet M. 25.)

Berlin, den 22. September 1919.

Der Präsident des Reichspatentamtes.
Robolski.

Aus dem Ausführungsgesetz zum Friedensvertrage.

Vom 31. August 1919¹⁾.

Gewerbliche Schutzrechte.

§ 15.

Die gesetzlichen Fristen für die Vornahme der zur Begründung oder Erhaltung gewerblicher Schutzrechte erforderlichen Handlungen werden, soweit sie nicht schon am 1. August 1914 abgelaufen sind oder erst nach Inkrafttreten des Friedensvertrages begonnen haben, bis zum Anlauf eines Jahres nach Inkrafttreten des Friedensvertrages verlängert. Zuschlags- oder Nachholungsgebühren sind bei Zahlungen, die hiernach rechtzeitig geleistet werden, nicht zu entrichten.

Gewerbliche Schutzrechte, die nach den bisher geltenden Vorschriften infolge Nichtvornahme einer Handlung in der Zeit vom 1. August 1914 bis zum Inkrafttreten des Friedensvertrages erloschen sind, treten wieder in Kraft.

§ 16.

Der Zeitraum zwischen dem 1. August 1914 und dem Inkrafttreten des Friedensvertrages wird auf die im § 11 Abs. 3 des Patentgesetzes vorgesehene Frist für die Zurücknahme eines Patents nicht angerechnet. Vor Ablauf von zwei Jahren nach Inkrafttreten des Friedensvertrages können Patente, die am 1. August 1914 in Kraft waren, nicht zurückgenommen werden.

§ 17.

Die Vorschriften der §§ 15, 16 finden zugunsten von Angehörigen ausländischer Staaten nur Anwendung, wenn in diesen Staaten nach einer im Reichs-Gesetzblatt enthaltenen Bekanntmachung den deutschen Reichsangehörigen gleichartige Vorteile gewährt werden.

¹⁾ Reichs-Gesetzblatt 1919, Nr. 171, S. 1530ff., ausgegeben zu Berlin, den 11. September 1919 (auszugsweise, soweit der gewerbliche Rechtsschutz in Frage kommt).

Internationale Union.

Bekanntmachung, betreffend die Verlängerung der Prioritätsfristen in Dänemark. Vom 21. Juli 1919.

Auf Grund des § 1 Abs. 2 der Verordnung des Bundesrats, betreffend die Verlängerung der im Artikel 4 der revidierten Pariser Übereinkunft zum Schutze des gewerblichen Eigentums vom 2. Juni 1911 vorgesehenen Prioritätsfristen, vom 7. Mai 1915 (Reichs-Gesetzblatt, S. 272) und im Anschluß an die Bekanntmachung vom 24. Ok-

tober 1918 (Reichs-Gesetzbl. S. 1260¹) wird hierdurch bekanntgemacht, daß in Dänemark die Prioritätsfristen zugunsten der deutschen Reichsangehörigen weiter bis zum 1. Januar 1920 verlängert sind.

Berlin, den 21. Juli 1919.

Der Reichsminister der Justiz.
Im Auftrag:
Dronke.

¹) Reichs-Gesetzbl. 1919, Nr. 138, S. 683.

Bekanntmachung, betreffend die Verlängerung der Prioritätsfristen in Schweden. Vom 16. August 1919.

Auf Grund des § 1 Abs. 2 der Verordnung des Bundesrats, betreffend die Verlängerung der im Art. 4 der revidierten Pariser Übereinkunft zum Schutz des gewerblichen Eigentums vom 2. Juni 1911 vorgesehenen Prioritätsfristen, vom 7. Mai 1915 (Reichs-Gesetzbl. S. 272) und im Anschluß an die Bekanntmachung vom 23. Aug. 1918 (Reichs-Gesetzbl. S. 1078)¹) wird hierdurch bekanntgemacht, daß in Schweden für Patente die bezeichneten Fristen zugunsten der deutschen Reichsangehörigen weiter bis zum 1. Januar 1920 verlängert sind.

Berlin, den 16. August 1919.

Der Reichsminister der Justiz
Im Auftrag:
Dronke.

¹) Reichs-Gesetzbl. 1919, Nr. 156, S. 1438.

Tschecho-Slowakischer Staat.

a) Vorläufige Vorkehrungen zum Schutze der Erfindungen. (Gesetz vom 27. Mai 1919, Sg. Nr. 305. — Kundgemacht am 11. Juni 1919.)

Art. 1. Für das gesamte Gebiet des Tschecho-Slowakischen Staates wird ein Patentamt und ein Patentgerichtshof, beide mit dem Sitze in Prag errichtet.

Die vor der Verlautbarung dieses Gesetzes bei den Patentämtern Wien oder Budapest überreichten Anmeldungen, die vorläufigen Patentschutz noch nicht genießen (vor der Auslegung) werden beim Patentamt Prag verhandelt, wenn der Anmelder oder sein Rechtsnachfolger binnen 3 Monaten von dem Tage, der durch Verordnung festgesetzt werden wird, durch eine Eingabe, welche mit einer beglaubigten Abschrift der ursprünglichen Anmeldung belegt ist, darum ansucht und die Anmeldegebühr bezahlt. In diesem Falle genießt diese Anmeldung die Priorität vom Tage der Anmeldung, die bei den obgenannten Patentbehörden erfolgt ist.

Patente, die durch die Patentämter in Wien oder Budapest bis zur Kundmachung dieses Gesetzes rechtsgültig erteilt werden, werden im Bereiche des Tschecho-Slowakischen Staates (d. i. die österreichischen in Böhmen, Mähren und Schlesien, die ungarischen in der Slowakei) Schutz genießen, wenn darum der Eigentümer des Patentbesitzes binnen drei Monaten nach dem Tage, der durch Verordnung festgesetzt werden wird, ansucht, und gleichzeitig die Patenturkunde mit 2 Exemplaren der Patentschrift, einen Auszug des Patentregisters erforderlichenfalls mit beglaubigten Abschriften der Urkunden, auf welche sich dieses Register beruft, vorlegt und die Gebühren, die nach dem 28. Oktober 1918 fällig und bis heute nicht berichtet wurden, sowie die Gebühren, die nach der Kundmachung dieses Gesetzes fällig wurden, bezahlt.

Großbritannien.

Verordnung des Board of Trade, betreffend die Bezahlung von Gebühren in Patent-, Muster- und Markenangelegenheiten in Großbritannien und den feindlichen Ländern.

1. Alle Personen, die im Vereinigten Königreich wohnen, ihr Geschäft betreiben, oder sich aufhalten:

- für ihre eigene Rechnung oder für die Rechnung einer oder mehrerer Personen, die im Vereinigten Königreich wohnen, ihr Geschäft betreiben oder sich aufhalten;
- für Rechnung einer oder mehrerer Personen, die in einem Gebiete Sr. Majestät außerhalb des Vereinigten Königreichs wohnen, ihr Geschäft betreiben oder sich aufhalten, und die durch die Regierung dieses Teils der Gebiete Sr. Majestät ermächtigt sind, solche Zahlungen zu leisten; und
- für Rechnung einer Person, die durch die Regierung des Landes, in welchem diese Person wohnt, ihr Geschäft betreibt oder sich aufhält, ermächtigt ist, solche Zahlungen zu leisten, die erforderlichen Gebühren zu bezahlen, um in einem feindlichen Lande die Erteilung oder Verlängerung eines Patents, die Eintragung eines Musters oder einer Marke oder die Erneuerung einer solchen Eintragung zu bewirken, auch den feindlichen Vertretern ihre Gebühren und Auslagen im Zusammenhange mit den vorgenannten Maßnahmen zu bezahlen;

2. Alle Personen, die im Vereinigten Königreiche wohnen, ihr Geschäft betreiben oder sich aufhalten, für Rechnung eines Feindes die erforderlichen Gebühren zu bezahlen, um die Erteilung oder Erneuerung eines Patents, die Eintragung eines Musters oder einer Marke oder die Erneuerung einer solchen Eintragung

- im Vereinigten Königreich;
- in einem Teile der Gebiete Sr. Majestät außerhalb des Vereinigten Königreiches, wo die Bezahlung dieser Gebühren für Rechnung eines Feindes durch die Regierung dieses Teils der Gebiete Sr. Majestät gestattet ist;
- in jedem andern Lande, wo die Bezahlung dieser Gebühren für Rechnung eines Feindes durch die Regierung dieses Landes genehmigt oder erlaubt ist, zu bewirken, und auch
- a) den im Königreiche wohnhaften Vertretern (darunter auch diesen Personen selbst);
- b) den Vertretern, die in einem Teile der Gebiete Sr. Majestät wohnen und die durch die Regierung dieses Teils der Gebiete Sr. Majestät ermächtigt sind, für Rechnung von Feinden Maßnahmen dieser Art vorzunehmen;
- c) den Vertretern, die in irgendeinem andern Lande wohnen und die durch die Regierung dieses Landes ermächtigt sind, für Rechnung von Feinden, Maßnahmen dieser Art vorzunehmen, ihre etwaigen Gebühren und Auslagen im Zusammenhange mit den vorgenannten Maßnahmen zu bezahlen.

Vermerk. Diese Verordnung setzt diejenigen vom 15. und 26. Juli 1918 außer Kraft.

(Propr. Industr. 9119, Nr. 7, p. 73.)

Vereinigte Staaten von Amerika.

Es wurden angemeldet:

	1916	1917
Patente	68075	67590
Muster (designs)	2684	2545
Erteilt sind Patente (einschl. designs)	45729	42581

Von den erteilten Patenten entfielen:

	1916	1917
auf die Vereinigten Staaten von Amerika	41869	39225
» das Deutsche Reich	847	478
» England	975	807
» Österreich-Ungarn	81	50
» Belgien	45	19
» Dänemark	40	46
» Frankreich	309	255
» Italien	83	66
» Rußland	28	30
» Schweden	114	96
» die Schweiz	132	146

(Propr. Industr. 1919, Nr. 3, p. 36.)

Geschmacksmuster.

Tschecho-Slowakischer Staat.

Vorläufige Vorkehrungen zum Schutze der Muster. (Gesetz vom 24. Juli 1919, Sg. Nr. 469. — Kundgemacht am 11. August 1919.)

§ 1. Schutzmuster, die bei einer Handels- und Gewerbekammer im Gebiete der Tschecho-Slowakischen Republik bis zum Tage der Erlassung dieses Gesetzes registriert worden waren, bleiben in Geltung.

§ 6. Muster von Ausländern, die entweder nur bei der Handels- und Gewerbekammer in Wien oder nur bei der Handels- und Gewerbekammer in Budapest registriert sind, werden auf Ansuchen im ganzen Gebiete der Tschecho-Slowakischen Republik geschützt sein, jedoch in dem Gebiete, wo sie bisher keine Geltung hatten, nur mit dem Vorbehalte der Rechte Dritter.

China.

Eintragung von Schutzmarken und Patenten.

Die Haager »Handelsberichten« vom 11. September d. J. erlassen folgende Bekanntmachung:

»Die zollamtliche Veröffentlichung Nr. 917 bringt eine Verordnung des Generalinspektors der Seezölle, daß vom 1. August 1919 ab für jede Schutzmarke oder jedes Patent, das zur vorläufigen Eintragung beim Amt für Schutzmarken in Schanghai angemeldet wird, eine Zahlung von 5 Hk. Tls. geleistet werden muß. Wenn die Bezahlung durch Personen, die ihren Wohnsitz im Ausland haben, stattfindet, werden 7,50 mex. Dollars für 5 Hk. Tls. gerechnet. Der Tarif soll gültig sein, bis allgemeine Bestimmungen für die Eintragung von Schutzmarken und Patenten in Kraft treten.«

Patentanmeldungen.

Veröffentlicht am 2. 10. 19. Einspruch bis 2. 12. 19.

46a, 25. D. 32261. Daimler-Motoren-Ges., Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Explosionskraftmaschine für Luftfahrzeuge mit gleicher Leistung in allen Höhenlagen. 7. 1. 16.

46b, 2. T. 22432. Hubert Thurn, Köln, Lütticherstr. 67. Steuerung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen. 19. 12. 18.

46b, 44. T. 18759. Louis Viktor Thomas, Lyon, Frankreich; Vertr.: Albert Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW 48. Steuerung von Explosionskraftmaschinen. 21. 7. 13. Frankreich 27. 7. 12.

46c, 18. M. 64894. Mercur-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Kühlvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 15. 2. 19.
46c, 21. T. 22629. Hubert Thurn, Köln, Lütticherstr. 67. Fahrzeugkühler mit auswechselbaren Elementen. 19. 3. 19.

77h, 5. B. 85582. Ernst Adolf Bernhard, Berlin, Fasanenstr. 35. Feuersichere Bekleidung von Metallteilen von Luftfahrzeugen. 15. 2. 18.

77h, 5. D. 25384. Adolphe Dontre, Paris; Vertr.: August Rohrbach, Pat.-Anw., Erfurt, Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. 23. 6. 11. Frankreich 14. 3. 11.

77h, 5. P. 35556. Hermann Pauli, Neustadt-Gödens. Flugzeug mit einer oder mehreren oberhalb der Tragflächen an einer senkrechten Achse aufspannbaren, senkrecht zur Tragfläche stehende Widerstandsflächen. 5. 3. 17.

Veröffentlicht am 6. 10. 19. Einspruch bis 6. 12. 19.

46c, 19. N. 17888. Nederlandsche Fabriek van Werktuigen an Spoorweg-Materieel (genaamd »Werkspoor«), Amsterdam, Holland; Vertr.: Franz Schwenterley, Pat.-Anw., Berlin SW 11. Vorrichtung zur Zuführung einer Kühlflüssigkeit in den Kolben eines Verbrennungsmotors. 6. 5. 19. Holland 24. 3. 19.

77h, 3. St. 14564. Dipl.-Ing. Heinrich Stoll, Straßburg i. E.-Ruprechtssau. Verfahren und Vorrichtung zur Ausnutzung der Verbrennungsgase aus den Motoren von Luftschiffen. 6. 11. 09.

77h, 5. R. 46088. Rumpler-Werke A.-G., Berlin-Johannisthal. Befestigungskörper für Knotenpunkte. 15. 6. 18.

77h, 5. Sch. 53964. Dipl.-Ing. Otto Schwager, Charlottenburg, Friedbergstr. 24. Brennstoffpumpenanordnung für Luftfahrzeuge. 23. 10. 18.

Ausgelegt am 9. 10. 19. Einspruch bis 9. 12. 19.

46a, 26. D. 33964. Daimler-Motorenengesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Verbrennungskraftmaschine mit Kompressor; Zus. z. Anm. D. 33861. 30. 11. 17.

46b, 12. C. 27172. Robert Conrad, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205. Regelung von Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere Flugzeugmotoren, bei welchen das Brennstoffgemisch mittels Benzin- und Luftpumpe zugeführt wird. 18. 1. 18.

46b, 20. F. 44526. Ernst Frey, Oberursel. Höhenregelungsvorrichtung für Luftfahrzeuge. 22. 4. 19.

46c, 13. R. 44702. Bayerische Motorenwerke, Akt.-Ges., München. Brennstoffüberlaufvorrichtung im Schwimmergehäuse von Spritzvergäsern für Flugzeugmotoren. 7. 7. 17.

46c, 14. K. 58116. Charles Franklin Kettering und William Albert Chryst, Dayton, Ohio, V. St. A.; Vertr.: Georg Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11. Elektrische Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Fahrzeuge. 25. 4. 13.

46c, 23. D. 34494. Daimler-Motorenengesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Rollvorhang für Kühlwasserrückkühler; Zus. z. Pat. 298930. 15. 5. 18.

46d, 10. N. 14866. Hans G. Nissen, Berlin, Maaßenstr. 37. Verfahren und Vorrichtung zum Betriebe von Gasdampfturbinen. 2. 12. 13.

Ausgelegt am 13. 10. 19. Einspruch bis 13. 12. 19.

46c, 5. L. 46240. Ludwig Leuter, Berlin-Pankow, Görschstraße 18. Staubschutzeinrichtung für Ventilspindeln an Explosionsmotoren. 25. 2. 18.

46c, 5. R. 45116. Rumpler-Werke G. m. b. H. i. Lique., Berlin-Johannisthal. Heberanordnung für Flüssigkeitsbehälter, insbesondere Benzinbehälter von Flugzeugen. 2. 11. 17.

46d, 5. M. 64860. Maschinenfabrik Oberschöneweide, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide. Umsteuerung von Preßluftmotoren für Bohrmaschinen und ähnliche Zwecke. 12. 2. 19.

46d, 5. M. 66114. Maschinenfabrik Oberschöneweide, Akt.-Ges., Berlin-Oberschöneweide. Umsteuerung von Preßluftmotoren. 12. 2. 19.

46c, 6. K. 67721. Arthur Kahl, Essen, Kirchstr. 17. Vorrichtung zur Leistung nutzbarer Energie. 16. 12. 18.

Zurücknahme von Anmeldungen.

a) Die folgende Anmeldung ist vom Patentsucher zurückgenommen.

42c, W. 47541. Neigungsmesser für Fahrzeuge, insbesondere Flugzeuge. 5. 5. 19.

Ertelte Patente.

Ab 6. 10. 19.

42c, 6. 316370. Atmos-Werkstätten, Professor Dr. Georg von dem Borne, Berlin. Neigungs- und Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 310675. 19. 2. 18. A. 30215.

46a, 11. 316250. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzerstr. 24. Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschine. 5. 1. 18. W. 50242.

46c, 18. 316251. Richard Knoller, Wien; Vertr.: O. Siedentopf u. Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin SW 68. Kühlungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 22. 7. 16. K. 62676. Österreich 2. 8. 15.

46c, 18. 316317. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zur Luftkühlung eines aus Verbrennungskraftmaschine und Dynamomaschine bestehenden Maschinensatzes. 10. 2. 18. B. 85542.

46c, 21. 316176. Norddeutsche Kühlerfabrik G. m. b. H., Berlin. Anschluß für auswechselbare Kühlelemente an Kühlern von Explosionskraftmaschinen. 21. 6. 18. N. 17386.

46c, 21. 316318. Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde, Lankwitzerstr. 12, u. Wolfgang Alfons Zenker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstr. 17. Auseinandernehmbarer Kühler; Zus. z. Pat. 314222. 17. 9. 18. D. 34955.

46c, 28. 316418. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 2. 18. B. 85637.

46c, 30. 316252. Richard Pöbels, Lenzersilge. Post Lanz, Brandenburg. Schalldämpfer für die Auspuffgase an Verbrennungskraftmaschinen. 2. 12. 17. P. 36244.

46d, 10. 316419. Hans Holzwarth, Mülheim, Ruhr, Engelbertsstr. 110. Kühlung von Gasturbinen; Zus. z. Pat. 315152. 6. 11. 18. H. 75578.

46d, 10. 316420. Dipl.-Ing. M. Knörlein, Halle a. S., Ludwig Wuchererstr. 87. Verfahren und Vorrichtungen zum Betrieb von Brennkraftturbinen mittels Hilfsflüssigkeiten. 19. 6. 17. K. 64298.

46d, 10. 316421. Karl Steiner, Stuttgart, Vogelsangstr. 63. Einrichtung zur Ausnutzung der Abgase von Verbrennungskraftmaschinen in Abgasturbinen. 30. 4. 18. St. 31158.

77h, 5. 299679 »K«. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. Vorrichtung zur Einstellung von gegen den Flugzeugrumpf schwenkbaren Flügeln. 8. 5. 14. A. 25911.

77h, 5. 300676 »K«. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern. 22. 9. 15. G. 43275.

77h, 5. 300677 »K«. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern; Zus. z. Pat. 300676. 29. 9. 15. G. 43307.

77h, 5. 300757 »K«. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. Flugzeug mit mehreren Rumpf- oder Motorgehäuseanordnungen; gelöscht am 26. 7. 19. 13. 5. 16. G. 44018.

77h, 5. 301349 »K«. Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Aus Einzelbehältern bestehender Brennstoffbehälter für Flugzeuge. 3. 11. 15. S. 44559.

77h, 5. 301680 »K«. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennisenstr. 21/22. Tragflächenkühler für Flugzeugmotoren. 29. 8. 16. W. 48338.

77h, 5. 302479 »K«. Paul Funk, Berlin-Steglitz, Heinrich-Seidelstr. 7. Flugzeug mit verwindbaren anklappbaren Flügeln. 19. 12. 15. F. 40454.

77h, 5. 316197. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Verwindungsklappe für Flugzeuge. 17. 4. 17. R. 44429.

77h, 5. 316284. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Johannisthal b. Berlin. Steuerung für Flugzeuge, bei der die Bewegung des Handknüppels auf zwei senkrecht zueinander liegende Wellen übertragen wird. 5. 1. 15. A. 26688.

77h, 5. 316285. Gothaer Waggonfabrik, A.-G., Gotha. Flugzeug mit Feuerwaffe. 30. 1. 18. G. 46206.

77h, 5. 316286. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Knüppelsteuerung für Flugzeuge. 5. 4. 18. L. 46387.

77h, 5. 316287. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit mehreren nebeneinander liegenden Verwindungsklappen. 9. 4. 18. L. 46411.

77h, 5. 316288. N. V. Nederlandsche Automobielen Vliegtuigfabriek »Trompenburg«, Amsterdam, Holland; Vertr.: K. Osius, Pat.-Anw., Berlin SW 11. Stahlbandbefestigung für Flugzeuge u. dgl. 20. 11. 17. N. 17027.

77h, 5. 316289. Rumpler-Werke, A.-G., Berlin-Johannisthal. Betriebsstoffbehälter für Flugzeuge. 17. 7. 18. R. 46235.

77h, 5. 316341. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Steuerung für die Verwindungsklappen von Flugzeugen. 7. 2. 17. L. 44990.

77h, 6. 316198. Otto Westphal, Berlin, Schönhauserallee 104. Schraubenpropeller, insbesondere für Luftfahrzeuge. 10. 12. 14. W. 46004.

77h, 6. 316199. Joseph Wyß, Köln a. Rh., Schildergasse 110. Nabe für Propeller. 27. 2. 17. W. 49012.

77h, 9. 305640 »K«. Hofmannsche Luftfederung G. m. b. H., Berlin. Luftfeder für den Bremsspornhebel von Fahrgestellen für Flugzeuge. 24. 6. 17. H. 72355.

77h, 9. 316132. Wilhelm Rüther, Hannover. Vorrichtung zur Verhütung des Überschlagens eines Flugzeuges beim Landen. 15. 12. 17. R. 45267.

77h, 9. 316391. Jacob Lohner & Co., Wien; Vertr.: H. Springmann u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Schwimmer, insbesondere für Wasserflugzeuge. 28. 7. 15. L. 43362. Österreich 21. 7. 15.

77h, 15. 316200. Gabriel Szakáts, Eisenach. Einrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen. 25. 11. 17. S. 47435. Österreich 25. 10. 17.

46a, 11. 316728. Aktiebolaget Wigelius Motorer, Göteborg, Schwed.; Vertr.: W. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW 68. Verbundverbrennungskraftmaschine. 10. 5. 17. A. 29316. Schweden 5. 1. 17.

46a, 19. 316674. Adolf Beutelspacher, Auerbach, Baden. Einrichtung zur Kühlung der Schlitze bei Zweitaktverbrennungskraftmaschinen. 8. 8. 16. B. 82174.

46b, 6. 303815 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Verfahren und Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen. 19. 8. 14. D. 31267.

46b, 6. 305541 *K*. Edurad Schnebel, Halberstadt, Spiegelstraße 51. Vorrichtung zum Anlassen von Flugzeugmotoren. 23. 4. 16. Sch. 49926.

46b, 18. 301303 *K*. Gebr. Körting, Akt.-Ges., Linden b. Hannover. Regelungsvorrichtung für den Einblasedruck bei Verbrennungskraftmaschinen. 1. 2. 17. K. 63649.

46c, 2. 316612. Motorenfabrik Oberursel, A.-G., Oberursel i. T. Schmiervorrichtung für Umlaufmotoren. 25. 1. 17. M. 60817.

46c, 5. 316461. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Brennstoffbehälter für tragbare Verbrennungskraftmaschinen mit einer elektrischen Strom erzeugenden Maschine. 20. 1. 18. B. 85397.

46c, 5. 316462. August Brunke, Charlottenburg, Goslarerpl. 2. Sicherung für Zapfen, insbesondere Kolbenzapfen von Motorkolben. 15. 2. 19. B. 88446.

46c, 7. 316675. Karl Lehmann, Berlin-Friedenau, Kochstr. 9. Brennstoffeinspritzvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 18. 1. 16. L. 43782.

46c, 23. 316676. Paul Belitz, Wittmar, Kr. Wolfenbüttel. Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung der Kühlwirkung insbesondere für Verbrennungsmotoren. 11. 4. 18. H. 74132.

46c, 29. 316463. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Auspufftopf. 1. 9. 18. L. 47100.

46d, 5. 316613. Frankfurter Maschinenbau A.-G. vorm. Pokorny & Wittekind, Frankfurt a. M. Umsteuervorrichtung für Kolbenmaschinen. 11. 2. 19. F. 44192.

46d, 6. 316464. Wilhelm Berlinghoff, Diestedde i. Westf. Kraftgaserzeuger für Verbrennungsmotoren. 12. 7. 18. B. 86824.

46d, 11. 316677. Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen, Bez. Trier, Verfahren und Zylinder zur Erzeugung von Stickoxyd in Zweitakt-Gaskraftmaschinen. 19. 3. 19. W. 52285.

77h, 5. 316432. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zum Wiederaufrichten von nach vorn überkippenden Flugzeugen. 15. 7. 14. Sch. 47581.

77h, 5. 316433. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen der beiderseitigen Tragflächen von Flugzeugen. 13. 5. 14. Sch. 47673.

77h, 5. 316476. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kugelige Tragkabelbefestigung am Rumpf von Flugzeugen. 27. 10. 16. R. 43867.

77h, 5. 316477. Berliner Metallindustrie G. m. b. H., Berlin. Sitz für Fahrzeuge, insbesondere Flugzeuge. 5. 11. 18. B. 87763.

77h, 5. 316478. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Seitensteuerfußhebel für Flugzeuge o. dgl. 7. 10. 16. L. 44623.

77h, 5. 316479. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Feststellvorrichtung für die Steuerung von Flugzeugen. 20. 12. 16. L. 44857.

77h, 5. 316480. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Steuerhebel für Flugzeuge. 9. 12. 14. Sch. 48041.

77h, 5. 316481. Hermann Schiedeck, Berlin, Motzstr. 38. Mehrdecker. 16. 8. 16. Sch. 50374.

77h, 5. 316482. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Großkampfflugzeug. 27. 11. 14. St. 20190.

77h, 5. 316483. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Stabilisierungseinrichtung für Flugzeuge. 6. 12. 14. St. 20204.

77h, 5. 316484. Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik Karl Bamberg, Berlin-Friedenau. Selbststeuerndes Flugzeug. 1. 11. 18. W. 51670.

77h, 5. 316579. Heinrich Bier, Aszod, Ungarn; Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anw., Berlin SW 11. Flugzeug mit durchlaufenden Tragflächen. 20. 12. 17. B. 85191.

77h, 5. 316580. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. Befestigungsvorrichtung für Tragdeckstreben von Flugzeugen. 29. 7. 15. G. 43118.

77h, 5. 316581. Karl Hielscher, Gelenau i. Erzgeb. Fliegeranzug mit auf dem Rücken angebrachten Fallschirm. 22. 3. 18. H. 73985.

77h, 5. 316582. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kampfflugzeug. 9. 6. 16. R. 43331.

77h, 5. 315583. Rumpler-Werke A. G., Berlin-Johannisthal. Doppelsteuerung für Flugzeuge. 17. 10. 18. R. 46658.

77h, 5. 316637. Walter Druhm, Berlin, Bauhofstr. 2. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. 6. 7. 11. D. 25449.

77h, 5. 316638. Paul Kosboth, Zeulenroda. Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordneten Tragflächen. 4. 10. 13. K. 56334.

77h, 5. 316692. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Zusammenklappbare Leiter für Luftfahrzeuge. 9. 4. 18. L. 46431.

77h, 5. 316693. Luft-Verkehrsgesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kampfflugzeug mit zwei oder mehr miteinander gekuppelten Flugzeugkörpern. 18. 9. 14. Sch. 47806.

77h, 5. 316740. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kühler für Flugzeuge. 17. 7. 17. A. 29508.

77h, 5. 316741. Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Dampfungs- und Steuerungseinrichtung. 1. 3. 18. F. 42903.

77h, 5. 316742. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. Flugzeug; Zus. z. Pat. 300676. 31. 10. 16. G. 44556.

77h, 5. 316743. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstr. 26. Laufrollenlagerung, insbesondere für Maschinengewehrringe. 1. 1. 18. H. 76399.

77h, 5. 316744. Franz Schneider, Seefeld b. Spandau. Abfeuerungsvorrichtung; Zus. z. Pat. 315203. 12. 4. 18. Sch. 52875.

77h, 7. 316434. Hermann Pauli, Münster i. Westf. Tragfläche mit veränderlichem Stirnwiderstand. 5. 4. 17. P. 35650.

77h, 7. 316639. Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Lindau-Reutin. Meßvorrichtung für Luftfahrzeug-Tragflächen. 30. 4. 18. Z. 10410.

77h, 7. 316745. Ludwig Rudolf Rueb und Emil Rueb, Stuttgart. Federnde Stahlspiere für Tragflächen. 26. 10. 17. R. 45098.

77h, 9. 316640. Oskar Ursinus, Frnkfurt a. M. Wasserflugzeug mit heb- und senkbaren Schwimmern. 28. 5. 16. U. 6032.

77h, 14. 316435. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Zusammenlegbarer Eindeckerdrachen. 17. 10. 18. L. 47319.

77h, 15. 316485. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig-Lindenthal. Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 314649. 3. 11. 18. D. 35120.

77h, 15. 316584. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zur Leistungsprüfung bei Bombenabwurfvorrichtungen; Zus. z. Pat. 350110. 3. 2. 16. B. 81009.

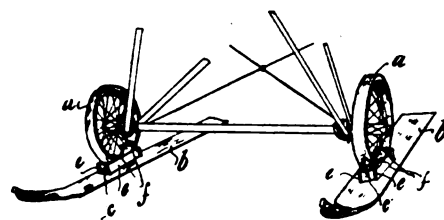
Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 314646. Verfahren zum Entfernen von Feuchtigkeit aus Flugzeugteilen. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. in Berlin und Dr.-Ing. Wilhelm Hoff in Cöpenick. Patentiert im Deutschen Reiche vom 7. Juli 1918 ab.

Patent-Ansprüche:

1. Verfahren zum Entfernen von Feuchtigkeit aus Flugzeugteilen, dadurch gekennzeichnet, daß mittels eines Gebläses, das an eine in dem betreffenden Teil vorgesehene Öffnung angeschlossen wird, kalte oder erwärmte Luft in möglichst gleichmäßiger Verteilung hindurchgetrieben oder -gesaugt wird.

77h, 9. 314648. Winter-Anlaufvorrichtung für Flugzeuge. Gräfin Marie de Ressaëgnier in München, Andreas Seisser in Langendamm, Frau Paula Maier und Frau Betta Göppinger in München. Patentiert im Deutschen Reiche vom 11. Dezember 1917 ab.



Zu Nr. 314648.

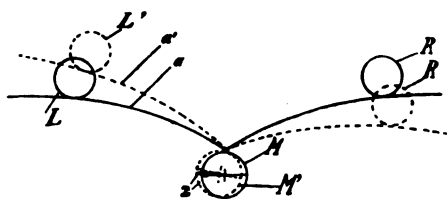
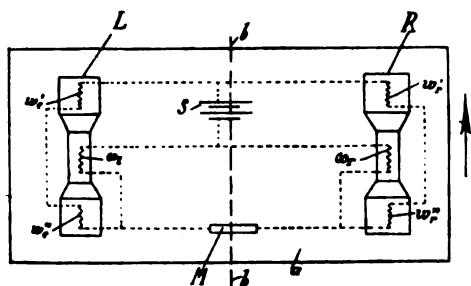
Patent-Ansprüche:

1. Winter-Anlaufvorrichtung für Flugzeuge, dadurch gekennzeichnet, daß die Anlauffräder (a) oder die Laufachse mit an sich bekannten Schneekufen (b) von entsprechender Abmessung versehen werden, die leicht lösbar mit den Rädern (a) bzw. der Anlaufachse verbunden sind.

77h, 5. 314656. Kurvenfluganzeiger für Flugzeuge. Dr. Georg von dem Borne in Kriern b. Breslau. Patentiert im Deutschen Reiche vom 4. Dezember 1917 ab. — Pendel- oder Libelleninstrumente sind zur Anzeige, daß ein Flugzeug eine Kurve durchfährt, ungeeignet, weil beim normalen Kreisflug die Resultierende aus der Erdschwere und der Fliehkraft unabhängig von dem Krümmungshalbmesser der Kurve ihre Relativlage in bezug

auf das Flugzeug nicht ändert und daher ihr Wechsel in der absoluten Raumlage dem Flugzeugbeobachter nicht erkennbar wird. Man hat daher die Schaffung von Kurvenfluganzeigern versucht, bei welchen der Unterschied der bei einem Kurvenflug an den beiden Flügelenden des Flugzeuges auftretenden verschiedenen Geschwindigkeiten die Grundlage der Anzeige bildet.

Zu der letzten Gattung von Kurvenfluganzeigern gehört auch der den Gegenstand der Erfindung bildende, der gegenüber den erwähnten bisherigen Kurvenfluganzeigern, welche mit dem aus den Geschwindigkeitsunterschieden sich ergebenden Unterschied des Staudruckes zwischen rechts und links arbeiten, eine Reihe von Vorzügen aufweist. Bei ihm ist an den beiden Flügelenden des Flugzeuges parallel zu dessen Achse je ein Geschwindigkeitsmesser für strömende Gase angeordnet, und zwar ein Geschwindigkeitsmesser, bestehend aus einem beiderseits offenen, in der Mitte verengten Meßrohr mit an, vor und hinter der Verengungsstelle eingebauten elektrischen Wärmemessern zur Ermittlung der Temperaturänderung, welche die beim Flug das Meßrohr durchströmende Luft an der Verengungsstelle des Meßrohres infolge des dort eintretenden Geschwindigkeitswechsels erleidet. Diese Temperaturänderung bildet ein Maß für die Geschwindigkeit der Luft in den nicht verengten Stellen des Meßrohres und damit also ein Maß für die Geschwindigkeit des Flügelendes, an welchem das betreffende Meßrohr sitzt. Bei einem Geradeausflug des Flugzeuges sind diese Temperaturänderungen in den beiden Meßrohren einander gleich; bei einem Kurvenflug sind sie aber voneinander verschieden, und zwar ist die Temperaturänderung in dem am äußeren Flügelende sitzenden



Zu Nr. 314656.

Meßrohr, weil im Gebiete einer höheren Strömungsgeschwindigkeit der Luft liegend, größer als die Temperaturänderung in dem am inneren Flügelende sitzenden, welches im Gebiete einer kleineren Strömungsgeschwindigkeit liegt. Verbindet man daher die Wärmemesser der beiden Meßrohre in geeigneter Schaltung mit einem Meßgerät, welches den bei einem Kurvenflug auftretenden Unterschied der Temperaturänderungen anzeigt, so ergibt diese Temperaturänderung ein Maß für die Neigung des Flugzeuges gegen die Wagrechte.

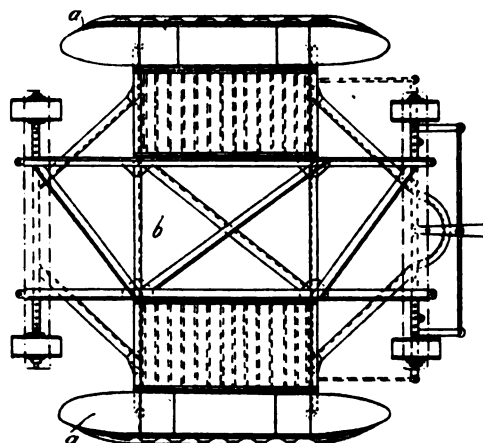
77h, 5. 300679. Torpedo-Seeflugzeug. Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha. Zusatz zum Patent 300678. Patentierte im Deutschen Reiche vom 25. März 1916 ab. Längste Dauer: 6. März 1931.

Patent-Ansprüche:

1. Torpedo-Seeflugzeug nach Patent 300678, dadurch gekennzeichnet, daß je eine Abstützstrebe (b) des mittleren Teiles der Tragflächenzelle und je eine Druckstrebe (d) der Schwimmer (g) in eine Richtung fallen.

77h, 9. 314618. Schwimmkastenordnung an Aufschleppwagen für Wasserfahrzeuge, insbesondere für Flugboote. Max Örtz in Hamburg. Patentierte im Deutschen Reiche vom 20. September 1918 ab. — Den Gegenstand der Erfindung bildet eine Schwimmkastenordnung an Aufschleppwagen für Wasserfahrzeuge, insbesondere für Flugboote. Nach der Erfindung sind die Schwimmkästen a, welche zu beiden Längsseiten des Aufschleppwagens b angeordnet werden, im mittleren Teil mit einer bis unter die Wasserlinie reichenden Einsenkung versehen, um trotz großen Gesamtauftriebs die metazentrische Höhe zu verkleinern. Dadurch wird eine größere Beweglichkeit der Schwimmkästen in senkrechter Richtung und eine bessere Nachgiebigkeit des schwimmenden Wagens gegenüber den stampfenden und schlingern den Bewegungen des Fahrzeuges erreicht und die Unterbringung des

Wagens unter das schwimmende Fahrzeug erleichtert. Die erforderliche Trimmelage des Wagens kann deshalb leicht herbeigeführt werden durch Mannschaften, die sich auf den erhöhten Teil der beiden Schwimmkästen aufsetzen, so daß die Aufbringung des Flugbootes



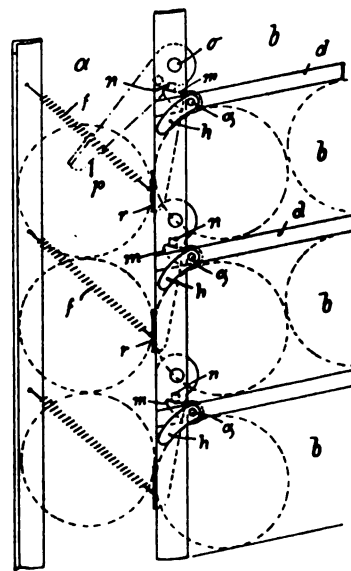
Zu Nr. 314618.

unter möglicher Schonung desselben, ohne erhebliche Wasser- und Trimmballastmengen, erfolgen kann. Sobald der schwimmende Wagen richtig unter das Boot gebracht und mit ihm verzurt ist, können die Mannschaften in das Boot gehen, das auf dem Wagen an die Aufschleppbahn herangebracht wird.

77h, 5. 314683. Fliegertuch. Karl Sack in Bayreuth. Patentierte im Deutschen Reiche vom 23. Oktober 1918 ab. — Die Erkennungszeichen, durch die die eigenen Truppen den Fliegern kenntlich gemacht werden, bestehen aus auf dem Erdboden oder anderen Flächen ausgebreiteten Tüchern. Die Verhältnisse des Kampfes bringen es mit sich, daß es meistens dem in vorderster Linie kämpfenden Infanteristen nicht möglich ist, ein Fliegertuch auszubreiten. Auch hat das aufliegende Tuch den Nachteil, daß der Wind oft das Tuch vom Boden hebt oder zusammenrollt; bei feindlichem Feuer kann ein Ausbreiten und Anpflocken des Tuches schwer oder gar nicht erfolgen.

Gemäß der Erfindung werden diese sämtlichen Mängel dadurch vollständig beseitigt, daß das Tuch auf einem zusammenklappbaren, federnden Rahmen befestigt, welcher in einer Segeltuchverpackung leicht tragbar ist. Acht durch Scharniere miteinander verbundene Leisten bilden den Rahmen, so daß jede Längs- und Breitseite zwei Leisten besitzt. Über den Verbindungsstellen in der Mitte der zusammenstoßenden Leisten sind Schraubenfedern vorgesehen, die ein selbsttätiges Aufklappen und Entfalten des Tuches beim Werfen eines zusammengeklappten Rahmens bewerkstelligen und ein Ausbreiten sowie Anpflocken des Rahmens nicht nötig machen.

77h, 15. 314649. Bombenabwurfvorrichtung mit geneigt zu einem gemeinsamen Abwurfschacht angeord-

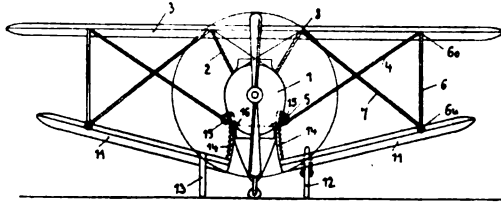


Zu Nr. 314649.

neten Magazinen. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Leipzig-Lindenthal. Patentierte im Deutschen Reiche vom 11. Juni 1918 ab.

1. Bombenabwurfvorrichtung mit geneigt zu einem gemeinsamen Abwurfschacht angeordneten Magazinen, dadurch gekennzeichnet, daß jedes Magazin (b) durch Klauen (h) oder ähnliche Mittel verschlossen wird, die durch Vermittlung eines Gesperres mit einem in den Schacht (a) hineinragenden Fühlhebel in Schließstellung gesichert werden.

77h, 5. 314647. Flugzeug. Rumplerwerke A.-G. in Berlin-Johannisthal. Patentierte im Deutschen Reiche vom 6. September 1918 ab. — Die Beseitigung des Fahrgestellwiderstandes gelingt gemäß der Erfindung dadurch, daß das Unterdeck als ein einziehbares Tragorgan für die Anlaufräder oder die Anlaufkufen ausgebildet ist, indem diese beispielsweise in niederschwenkbaren Stücken des Unterdecks gelagert bzw. befestigt sind.



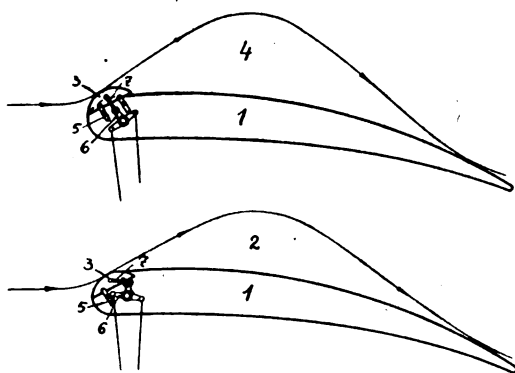
Zu Nr. 314647.

Patent-Ansprüche:

1. Flugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß das Unterdeck als ein einziehbares Tragorgan für die Anlaufräder oder die Anlaufkufen ausgebildet ist.

77h, 7. 314516. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche. Erich Kempe in Nürnberg. Patentierte im Deutschen Reiche vom 3. März 1918 ab. — Die vorliegende Erfindung hat eine Verbesserung an jenen Tragflächen zum Gegenstand, welche an ihrer Vorderfläche zur Änderung der Steigfähigkeit abgerundet und verstellbar ausgebildet sind. Gegenüber den bekannten Einrichtungen dieser Art wird bezweckt, den Grad der Abrundung der Vorderfläche ändern und dadurch die auf Hub des Flugzeuges wirkende Saugkraft erhöhen zu können.

Dies wird dadurch erreicht, daß an der Vorderfläche ein starrer Wulst angeordnet ist, der in schrägen Parallelführungen am Tragdeck derart verschiebbar ist, daß er entweder in das Tragdeck eingezogen oder nach außen verschoben werden kann.



Zu Nr. 314516.

Patent-Ansprüche:

1. Tragfläche mit verstellbarer Vorderfläche zur Änderung der Steigfähigkeit, dadurch gekennzeichnet, daß an der Vorderfläche ein starrer Wulst (3) angeordnet ist, der in schrägen Parallelführungen (5) am Tragdeck (1) derart verschiebbar ist, daß er entweder in das Tragdeck (1) eingezogen oder nach außen verschoben werden kann.

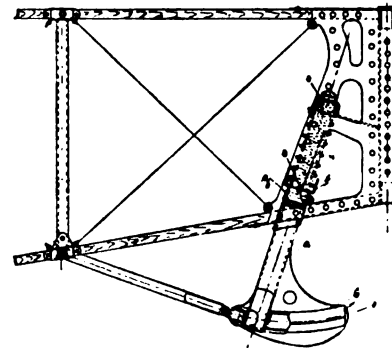
77h, 15. 314801. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Robert Bosch A.-G. in Stuttgart. Patentierte im Deutschen Reiche vom 15. Februar 1916 ab.

Patent-Ansprüche:

1. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge, bei der jede Bombe durch einen besonderen, in ihr Aufhängegestänge eingebauten Elektromagneten ausgelöst wird, dadurch gekennzeichnet, daß die Elektromagnete einzeln nacheinander in den Stromkreis eingeschaltet werden, wobei sämtliche Elektromagneten an verschiedenen Stellen zwischen nur einer Zuleitung und einer Rückleitung (Masse) unter Vorschaltung je eines Umschalters eingebaut sind.

77h, 9. 309219. Schwanzkufe für Luftfahrzeuge. August Euler in Frankfurt a. M. Patentierte im Deutschen Reiche vom 18. September 1917 ab. — Die Erfindung betrifft eine Schwanzkufe für Luftfahrzeuge, bei der in bekannter Weise das Stoßrohr in der

Längsrichtung federnd beweglich angeordnet ist; die Erfindung besteht darin, daß dieselbe Feder nicht nur Abfederung der Längsbewegung des Stoßrohres, sondern auch der Drehbewegung des Kufenschuhes um die Stoßrohrachse dient.



Zu Nr. 309219.

Patent-Anspruch:

Schwanzkufe für Luftfahrzeuge mit in der Längsrichtung federnd beweglichem Stoßrohr a, dadurch gekennzeichnet, daß dieselbe Feder n nicht nur zur Abfederung der Längsbewegung des Stoßrohres, sondern auch der Drehbewegung des Kufenschuhes b um die Stoßrohrachse dient.

77h, 15. 314619. Seilsicherung für Luftschiffwinden u. dgl. Hans Veeh in Berlin. Patentierte im Deutschen Reiche vom 8. September 1917 ab.

Patent-Ansprüche:

1. Seilsicherung für Luftschiffwinden u. dgl., dadurch gekennzeichnet, daß das Zugorgan über in einer Wippe gelagerten Rollen läuft, wobei die Wippe durch eine Feder in der normalen Lage gehalten wird.

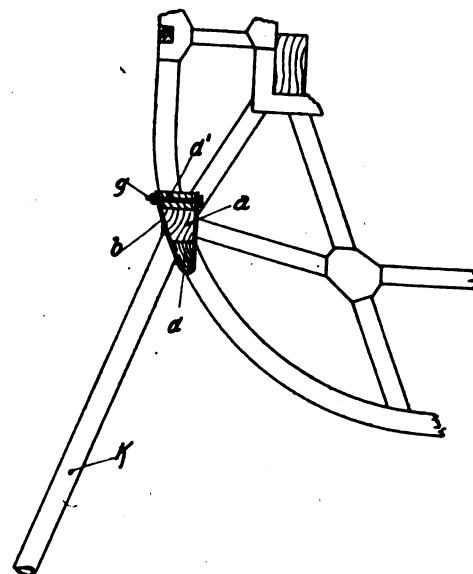
77h, 5. 300678. Torpedo-Seeflugzeug. Gothaer Waggonfabrik A.-G. in Gotha. Patentierte im Deutschen Reiche vom 7. März 1916 ab.

Patent-Anspruch:

Zu Nr. 314619.

Torpedo-Seeflugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß die Abstützstreben der mittleren Tragflächenzelle und die nach der Mittelebene des Rumpfes laufenden schrägen Abstützstreben der Schwimmer in einem Punkte zusammenführen, der auch zugleich als Aufhängepunkt des unter dem Rumpf liegenden Torpedos dient.

77h, 5. 314657. Anschlußstück für Streben. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Leipzig. Patentierte im Deutschen Reiche vom 22. Dezember 1917 ab.



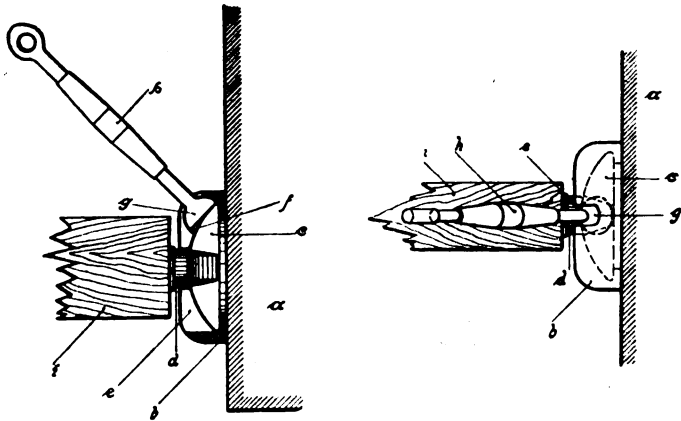
Zu Nr. 314657.

Patent-Ansprüche:

Anschlußstück b für an die Rumpfhölme von Flugzeugen angreifende Streben, dadurch gekennzeichnet, daß es V-förmigen

Querschnitt besitzt und an dem einen Schenkel mit dem schräg abgeschnittenen Ende der Strebe *k* verbunden ist.

77h, 5. 292726. Tragflächenbefestigung an Flugzeugen. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Lindenthal b. Leipzig. Patentiert im Deutschen Reiche vom 29. Juli 1915 ab.

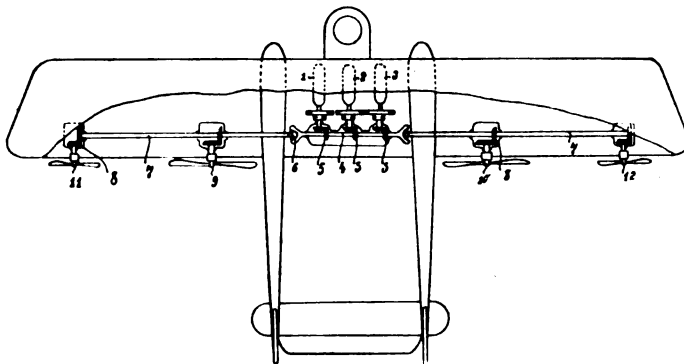


Zu Nr. 292 726.

Patent-Ansprüche:

1. Tragflächenbefestigung an Flugzeugen, dadurch gekennzeichnet, daß das am Rumpf (a) befestigte Fußstück (b) im Innern schalenförmig ausgebildet und mit einem im Durchmesser liegenden Schlitz (e) versehen ist, in welchen das T-förmige Tragholmende (d) eingeschoben und durch Drehung um 90° bajonettartig verriegelt wird.

77h, 5. 310096. Flugzeugantrieb. Ago-Flugzeugwerke G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 19. Oktober 1915 ab. — Man hat bereits vorgeschlagen, Flugzeuge mit mehreren abkuppelbaren Motoren und abkuppelbaren Schraubenpropellern oder Propellergruppen auszurüsten. Auch ist es bereits bei derartigen Flugzeugantrieben bekannt, die Schraubenpropeller von einer gemeinsamen Welle aus anzutreiben. Bei diesen Einrichtungen ist die Vortriebskraft der Schrauben von ihrer Entfernung vom Flugzeugmittelpunkt unabhängig.



Zu Nr. 310 096.

Gemäß der vorliegenden Erfindung sind die zu beiden Seiten der Flugzeuglängsachse gelagerten, abkuppelbaren Schrauben derart bemessen, daß ihre Vortriebskraft der Entfernung vom Flugzeugmittelpunkt umgekehrt proportional ist. Durch diese Anordnung wird der Fortschritt erreicht, daß für den Fall des Versagens einer Schraube auf einer Seite das Flugzeug bei Ausschaltung einer Schraube auf der entgegengesetzten Seite immer im statischen Gleichgewicht bleibt, d. h., daß die Drehmomente, die durch die Schrauben ausgeübt werden, auch dann die gleichen bleiben, wenn die Vortriebskraft der arbeitenden Motoren verschieden ist.

Das Drehmoment setzt sich bekanntlich aus Vortriebskraft und Hebelarm zusammen. Wenn nun die Entfernung der Motoren vom Mittelpunkt des Flugzeugs umgekehrt proportional der Vortriebskraft der Schraube ist, ist das Produkt, also das bezüglich des Mittelpunktes ausgeübte Drehmoment, immer das gleiche, solange auf beiden Seiten des Mittelpunktes eine gleiche Anzahl von Schrauben in Tätigkeit ist.

Patent-Anspruch:

Flugzeugantrieb, bei dem mehrere abkuppelbare Motoren durch eine gemeinsame Antriebswelle auf mehrere zu beiden Seiten der Flugzeuglängsachse gelagerte abkuppelbare Schrauben arbeiten, dadurch gekennzeichnet, daß die Schrauben derart bemessen sind, daß ihre Vortriebskraft der Entfernung vom Flugzeugmittelpunkt umgekehrt proportional ist.

Gebrauchsmuster.

Ab 6. 10. 19.

46c, 716101. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inhaber Julius Fr. Behr, Feuerbach, Württ. Deckel. 16. 11. 18. S. 41031.
46d, 716182. Heinrich Nickolay, Bochum, Pieperstr. 31. Mit Preßluft betriebene Antriebsmaschine für Förderrinnen. 18. 2. 18. N. 16490.

46d, 716183. Heinrich Nickolay, Bochum, Pieperstr. 31. Selbsttätige Schmierung von Kolben- und Stopfbüchsendichtungen für mit Preßluft betriebene Antriebsmaschinen. 18. 2. 18. N. 17521.

77h, 715639. Luft-Verkehrsgesellschaft, Komm. Ges., Charlottenburg. Sitzanordnung für Passagierflugzeuge. 11. 8. 19. L. 42566.

Ab 13. 10. 19.

46a, 716908. Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Zwölfzylinderreihenmaschine. 22. 10. 18. S. 40915.

46b, 717270. Förstersche Maschinen- & Armaturenfabrik Akt.-Ges., Essen-Altenessen. In einer Aussparung des Zylinderdeckelflansches liegender mit Schutzkappe überdeckter Steuerungshebel. 3. 9. 19. F. 38444.

46c, 716589. Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde und Wolfgang A. Zenker, Berlin-Lankwitz. Wärmeaustauschvorrichtung. 22. 6. 18. D. 32061.

46c, 716752. Maybach-Motorbau, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Pleuelstange für Luftfahrzeugmotoren. 2. 18. 18. M. 59533.

46c, 716766. Horchwerke, Akt.-Ges., Zwickau i. S. Ventilgehäuse für Explosionsmotoren. 14. 7. 19. H. 79698.

46c, 716907. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart, Zündapparat mit Kurzschlußregler. 30. 8. 18. B. 80281.

46c, 716919. Sablatnig-Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Abfuhrkanal für die durch den Stirnkühler eines Fahrzeuges (insbesondere Flugzeuges) erwärmte Luft. 19. 6. 19. S. 42152.

46c, 717300. Nikolaus Henzel, Bielefeld, von der Reckestr. 2. Doppelventil für Verbrennungskraftmaschinen. 22. 7. 19. H. 79800.

46c, 717318. Joseph Mitterer, Straubing. Benzinsparer mit im Innern angebrachtem, federndem Schieber und starrer Verbindung mit dem Regulierapparat. 30. 7. 19. M. 62543.

77h, 716578. Joseph König, Reichenbach a. Kösseine. Rücklaufbremse für Flugzeuge. 27. 8. 19. K. 76741.

77h, 717069. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. Kabinenfenster für Luftfahrzeuge. 2. 9. 19. A. 30183.

Verlängerung der Schutzfrist für Gebrauchsmuster.

46c, 655327. Auto-Mafam G. m. b. H., Berlin. Vorrichtung zum Anwenden des Kraftwagen-Verbrennungsmotors usw. 20. 3. 16. A. 25542. 12. 9. 19.

46c, 659268. Paul Dahl, Berlin-Lichtenberg. Am Stadtpark 8 u. 9. Auspufftopf usw. 22. 9. 16. D. 30239. 4. 9. 19.

77h, 664430. August Euler, Frankfurt a. M., Forsthausstr. 104. Schwanzsteuerbefestigung usw. 14. 11. 16. E. 22835. 15. 9. 19.

77h, 666139. August Euler, Frankfurt a. M., Forsthausstr. 104. Neigungswinkel-Verstellung usw. 20. 10. 16. E. 22792. 15. 9. 19.

77h, 678044. Karl Albert Georg Herrmann, Dresden, Wintergartenstr. 62. Motorluftfahrzeug usw. 11. 11. 16. H. 72702. 22. 9. 19.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.

Wetterkunde. Eine Anleitung zu Wetterverständnis und Wettervoraussage von O. Sievert, zurzeit Meteorologe einer Feldwetterwarte, 2. vermehrte Auflage. Berlin 1917. Verlag Trowitzsch & Sohn, Oktav, 128 S. mit 50 Textabbildungen, Karten und Zahlentafeln. Preis gebunden M. 3,65.

Die zweite Auflage des kleinen Werkes ist (nach dem Vorwort) um einige Abschnitte, nämlich über Gewitter, optische Lufterscheinungen und ein Kapitel »Die höheren Luftschichten und die Wettervoraussage« bereichert worden.

Wenn man das Buch, wie es bei einer Besprechung in dieser Zeitschrift verständlich ist, mit den Augen des Luftfahrers betrachtet, so fällt auf, daß in dem (zwei Seiten langen) »1. Teil, Bedeutung der Wetterkunde« neben der Seefahrt, der Land- und Forstwirtschaft u. a. die Luftfahrt vergessen ist. Doch ist z. B. auf S. 64 (Gewitter), 114 (Erforschung der oberen Luftschichten) und 118 (Wetterlagen mit instabiler Temperaturverteilung »eignen sich nicht für Luftfahrten«) davon die Rede.

Trotzdem wird das Büchlein, das den üblichen Stoff der Wetterkunde leitend in vorbildlich knapper und doch leicht verständlicher und angenehmer Form mit ausführlichen Zahlentafeln, guten Abbildungen und einem reichhaltigen Literaturnachweis behandelt, auch dem Flugtechniker von Nutzen sein. E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Amt Lützow 6508.

V. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.

vom 9. bis 11. Dezember 1919 zu Berlin.

Zeiteinteilung. (Änderungen vorbehalten.)

Dienstag, den 9. Dezember:

- Nachmittags 3 Uhr: Sitzung des Gesamtvorstandes im Bibliothekszimmer des Aero-Clubs, Schöneberger Ufer 40.
Nachmittags 7 Uhr: Einladung des Aero-Clubs von Deutschland zum Vortrage Stabsarzt Dr. Koschel: »Untersuchungen über den Einfluß stärkerer Luftverdünnung auf die geistigen Funktionen«.
Nachmittags 8 Uhr: Begrüßungsabend im Restaurant des Flugverbandhauses Schöneberger Ufer 40 (Reiseanzug).

Mittwoch, den 10. Dezember:

- Vormittags 9—11 Uhr: Geschäftssitzung im Flugverbandhause, Schöneberger Ufer 40,
(vorbehaltlich etwaiger Zusätze),
- a) Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.),
 - b) Aussprache über die Neuwahlen zum Gesamtvorstand,
 - c) Aussprache über die Zusammensetzung des geschäftsführenden Vorstandes,
 - d) Aussprache über die Neuwahl eines 1. Vorsitzenden,
 - e) Umgestaltung des Wissenschaftlich-Technischen Ausschusses und der Unter-Ausschüsse,
 - f) Erhöhung der Mitgliederbeiträge,
 - g) Wahl der Rechnungsprüfer,
 - h) Wahl des Ortes für die Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1920,
 - i) Vertrag mit der Verlagsbuchhandlung Oldenbourg.
 - k) Entlastung des geschäftsführenden Vorstandes und des Gesamtvorstandes,
- Die Wahlen zu b) c) d) sollen nach der Mittagspause stattfinden.

Vorträge:

- Vormittags 11—12 $\frac{1}{2}$ Uhr: 1. Professor Junkers: »Die Entwicklung der Metallkonstruktion im Flugzeugbau und deren Bedeutung für den Luftverkehr«.
Gemeinsames Frühstück im Flugverbandhaus, Schöneberger Ufer 40.
Gedeck M. 9,50 (exkl. Getränke).
Nachmittags 2 $\frac{1}{2}$ —6 Uhr: 2. Professor Baumann: »Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr«.
3. Dipl.-Ing. Seppeler: »Die bisherige und zukünftige Entwicklung der Flugmotoren«.
4. Professor Reißner: »Verstellpropeller«.
Abends 7 $\frac{1}{2}$ Uhr: Gemeinsames Abendessen im Flugverbandhaus, Schöneberger Ufer 40.
Gedeck M. 12,50 (exkl. Getränke).

Donnerstag, den 11. Dezember:

- Vormittags 9—1 Uhr: 5. Professor Prandtl: »Die Modellversuchsanstalt Göttingen«.
6. Dr. Hopf: »Der überzogene Flug«.
7. Kap.-Lt. Hering und Dr. Lewe: Vortrag und kinematographische Vorführungen über »Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit«.

Geheimrat von Böttinger
Arensdorf/Neumark.

Geheimrat Hergesell
Lindenberg.

Professor Prandtl
Göttingen.

Geheimrat Barkhausen
Hannover.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt

vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl und Dr.-Ing. F. Bendemann

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
Luftverkehrsgesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen

H. BOYKOW
Linienschiff-Leutnant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

**Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER**
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S.V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

15. November 1919.

Heft 21.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Zur Knickungsbiegung. Von Dipl.-Ing. A. Koenig, Berlin. S. 233.
Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Von Dipl.-Ing. Alfred Staribacher. S. 234.
Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg. S. 236.
Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden. S. 241.

Gewerblicher Rechtsschutz. S. 242.
Bücher-Besprechungen. S. 247.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt S. 248.
Luftfahrt-Rundschau Nr. 4 (Beilage).

Zur Knickungsbiegung.

Von Dipl.-Ing. A. Koenig, Berlin.

Bei der Berechnung der Flugzeugholme als Träger auf mehreren Stützen nach der von Dr.-Ing. H. Müller-Breslau¹⁾ aufgestellten verallgemeinerten Clapeyronschen Gleichung stößt man auf eine Schwierigkeit, wenn aus statischen oder geometrischen Gründen in einem Stabfeld die Axialkraft gleich 0 wird. Denn der Fall $S = 0$ ist in den Gleichungen von Müller-Breslau nur implicite enthalten. Setzt man $S = 0$

in die Abkürzung $k = \sqrt{\frac{EJ}{S}}$ ein, so erhält man $k = \infty$, wodurch eine einfache Lösung der Gleichung ausgeschlossen ist. Nun könnte man diesem Ausnahmefall $S = 0$ allerdings dadurch beikommen, daß man die Axialkraft S als kleine Druckkraft oder Zugkraft annimmt. In diesem Falle wird aber der Wert $k = \sqrt{\frac{EJ}{S}}$ sehr groß, und die Endformel für

das Feldmoment nimmt die unangenehme Form einer kleinen Differenz großer Werte an, die man praktisch nur mit Hilfe einer Rechenmaschine in der erforderlichen Genauigkeit bestimmen könnte. Da aber nach Einführung der „ ν -Tabellen“ von seiten der Inspektion der Fliegertruppen, Berlin-Adlershof, die Rechenmaschine nicht mehr nötig erscheint, so wird man die Berechnung der Knickungsbiegung der Holme möglichst auf diese sorgfältig ausgearbeiteten „ ν -Tabellen“ einstellen, die genügende Genauigkeit bieten.

Es soll nun gezeigt werden, wie für den Fall $S = 0$ eine neue Gleichung von der Form der Clapeyronschen Momentengleichungen gefunden wurde, bei der an die Stelle der Koeffizienten ψ' , ψ'' usw. von Müller-Breslau neue Koeffizienten μ' usw. treten, die besonders zu bestimmen sind. Die Berechnung der Stützenmomente kann danach ohne Behinderung durch Zwischenrechnungen nach einem der verallgemeinerten Clapeyronschen Gleichung angepaßten Schema vorgenommen werden.

Für einen beiderseits eingespannten Stab, der durch Längs- und Querkraft belastet wird, ergeben sich die Randwinkeländerungen an beiden Enden zu:

¹⁾ Müller-Breslau, Statik der Baukonstruktionen, II. Bd., 2. Teil, S. 289.

$$\tau' = M_A \cdot \frac{s}{3EJ} + M_B \frac{s}{6EJ} - \frac{gs^3}{24EJ}$$

$$\text{und } \tau = M_A \cdot \frac{s}{6EJ} + M_B \frac{s}{3EJ} - \frac{gs^3}{24EJ} \quad 1)$$

Führt man die Abkürzungen ein:

$$\frac{s}{3EJ} = \mu', \quad \frac{s}{6EJ} = \mu'' \quad \text{und} \quad \frac{gs^3}{24EJ} = gs\mu'''$$

so lauten beide Gleichungen:

$$\tau' = M_A \cdot \mu' + M_B \mu'' - gs\mu'''$$

$$\text{und } \tau = M_A \mu'' + M_B \mu' - gs\mu'''$$

Betrachtet man jetzt zwei benachbarte Felder eines auf beliebig vielen Stützen ruhenden Holmes, so ist bei den in Fig. 1 gewählten Bezeichnungen:

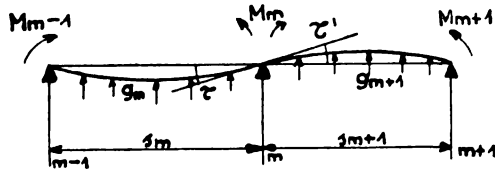


Fig. 1.

$$\Delta \vartheta_m = \tau + \tau' = M_{m-1} \mu''_m + M_m \mu'_m - g_m s_m \mu'''_m$$

$$+ M_m \mu''_{m+1} + M_{m+1} \mu'_{m+1} - g_{m+1} s_{m+1} \mu'''_{m+1}$$

$$\text{oder: } M_{m-1} \mu''_m + M_m (\mu'_m + \mu'_{m+1}) + M_{m+1} \mu''_{m+1} = \Delta \vartheta_m$$

$$+ g_m s_m \mu'''_m + g_{m+1} s_{m+1} \mu'''_{m+1}$$

Stellt man diese Gleichung für $S=0$ der für ein S von beliebiger Größe:

$$M_{m-1} \psi''_m + M_m (\psi'_m + \psi'_{m+1}) + M_{m+1} \psi''_{m+1} = \Delta \vartheta_m$$

$$+ \frac{g_m s_m}{S_m} \psi'''_m + \frac{g_{m+1} s_{m+1}}{S_{m+1}} \psi'''_{m+1}$$

gegenüber, so ersieht man, daß der Unterschied nur in den Koeffizienten besteht. Bei Anwendung der für $S=0$ aufgestellten Gleichung ändern sich demnach nur die Koeffizienten ψ und ψ' , die durch die μ -Werte zu ersetzen sind, während selbstverständlich die S -Werte verschwinden.

Für einen Holm auf 4 Stützen, also mit drei Feldern, bei dem die beiden äußeren Stabfelder eine Längskraft S aufweisen, während das innere Feld nicht durch eine Längskraft beansprucht wird, würde das Schema für die Berechnung der Stützenmomente folgende Form²⁾ erhalten:

Das Feldmoment eines Stabes ohne Längskraft ergibt sich wie folgt:

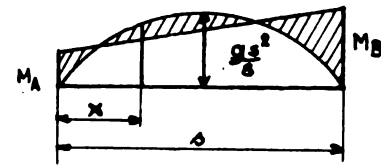


Fig. 2.

Nach Fig. 2 ist:

$$M_x = M_A + (M_B - M_A) \frac{x}{s} - \frac{gs}{2} x + \frac{gs^2}{2}$$

Das ausgezeichnete Feldmoment M_{\max} erhält man für \min

$$\frac{d \cdot M_x}{d \cdot x} = 0.$$

$$\text{Es ist alsdann: } 0 = \frac{M_B - M_A}{s} - \frac{gs}{2} + gx$$

$$\text{also: } x = \frac{s}{2} \frac{M_B - M_A}{gs}$$

Durch Einsetzung dieses Wertes in die Gleichung für M_x erhält man nach einigen Umformungen:

$$M_{\min}^{\max} = \frac{M_A + M_B}{2} - \frac{(M_B - M_A)^2}{2gs^2} - \frac{gs^2}{8}$$

In der Praxis genügt es meist, das größte Moment und die dazu gehörige Ordinate zu bestimmen. Man hat dann einschließlich der Stützenmomente drei Punkte für jedes Feld der Kurve, die hinreichen, um die Momentenfläche des Holmes mit genügender Genauigkeit aufzutragen.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

(Fortsetzung von Seite 208.)

In diesen Diagrammen sind die Spielräume zwischen Schwinghebel und Ventil nicht berücksichtigt. Sie betragen auf der Einlaßseite 0,5, auf der Auslaßseite 1,1 mm. Dies gründet sich wahrscheinlich auf die Überlegung, daß das Einlaßventil ja weniger heiß wird als das Auslaßventil und

Stab	S_{\max} (Druck) kg	s cm	I cm ⁴	α $= \sqrt[3]{\frac{S s^2}{EI}}$	α^0 $= \alpha \cdot \frac{180}{\pi}$ $= \alpha \cdot 57,296$	ν'	ν''	ν'''	Ss tm	ψ' für $S=0$	ψ'' für $S=0$	g $\frac{t}{m}$	$\frac{gs}{S}$	ψ''' für $S=0$
4	820	220	90	2,100	120° 20'	2,2289	1,4333	0,3303	1,804	1,2360	0,7945	0,1200	0,3216	0,1062
5	1270	200	106	2,190	125° 40'	2,5741	1,6997	0,3884	2,540	1,0130	0,6700	0,1280	0,2015	0,0782
6	—	160	106	—	—	—	—	—	—	0,5330	0,2665	0,1220	—	0,0196

Die Bestimmung der Feldmomente erfolgt für die Stabfelder mit Längskraft und für diejenigen ohne Längskraft getrennt.

Für die Stabfelder mit Längskraft (vgl. Beispiel, Stab 4 und 5) ist das größte Feldmoment nach Müller-Breslau mit Hilfe der Gleichung:

$$M_{\min}^{\max} = \frac{DA}{\cos x} + gh^2$$

zu bestimmen, wobei zu beachten ist, daß der Wert von x zwischen 0 und s liegen muß, da sonst kein ausgezeichnetes Moment vorhanden ist, d. h. die Momentenfläche steigend oder fallend von M_A nach M_B übergeht.

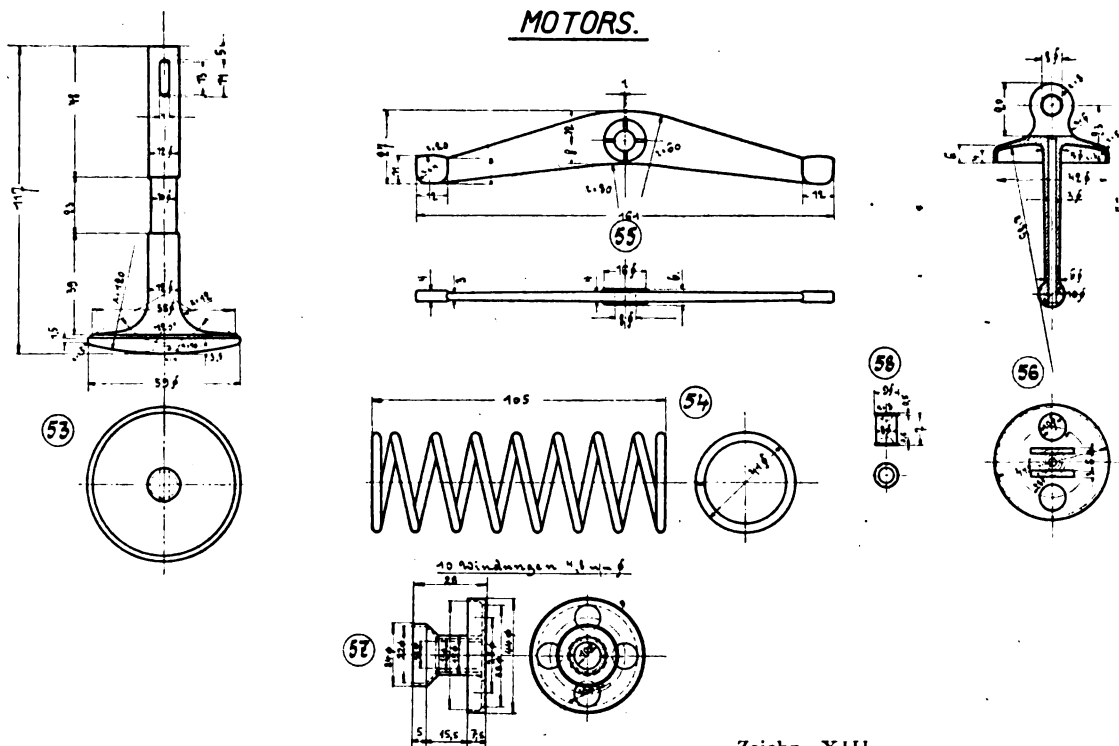
1) Siehe die Gleichungen 2 und 3 auf S. 271 bei Müller-Breslau, die ohne Berücksichtigung der Querbelaugung gelten.

2) Die Zahlenwerte sind einem praktischen Fall entnommen.

sich infolgedessen weniger ausdehnt. Aus den Beschleunigungskurven sind dann die Größen der während der Ventilbetätigung auftretenden Kräfte ermittelt und in den Diagrammen Fig. 16 u. 17 verwertet. Auf der Abszissenachse sind hierbei die Ventilwege, als Ordinaten die Massenkräfte aufgetragen. Zur Ermittlung der letzteren wurden sämtliche bewegten Massen auf die Ventillachse reduziert. Die Kraftkurven für das Öffnen des Ventiles sind von links nach rechts, die für das Schließen von rechts nach links aufgetragen. Außerdem ist in dasselbe Diagramm reduziert die Federkraftlinie eingetragen. Die aus der Federkraft und der Federdimension berechnete größte Federbeanspruchung beträgt 5140 kg/cm². Die Kurve der nicht reduzierten Federkräfte zeigt Fig. 18.

Das Gehäuse, das beim älteren Isotta-Fraschini (Fig. 19, 20, 21) im Vergleich zu den Zylindern und zur Leistung des Motors übermäßig groß erscheint, ist beim neueren Modell, wie dies Fig. 3 u. 4 zeigen, den Motorverhältnissen schon vollkommen entsprechend und weist auch eine schönere Formgebung auf. Der Aufbau dieses neueren Gehäusemodells ist

VENTILE SAMT DETAILS DES
150-160 PS ISOTTA-FRASCHINI
MOTORS.



Zeichn. XIII.

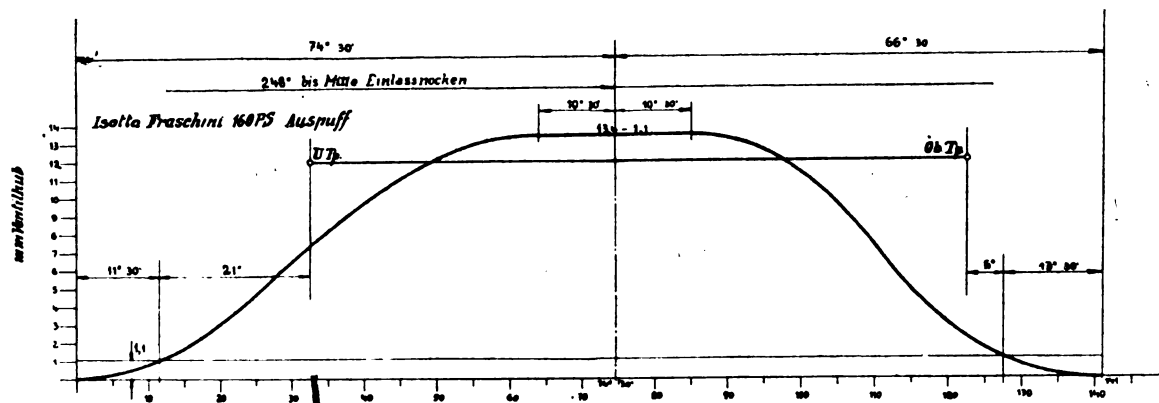


Fig. 12.

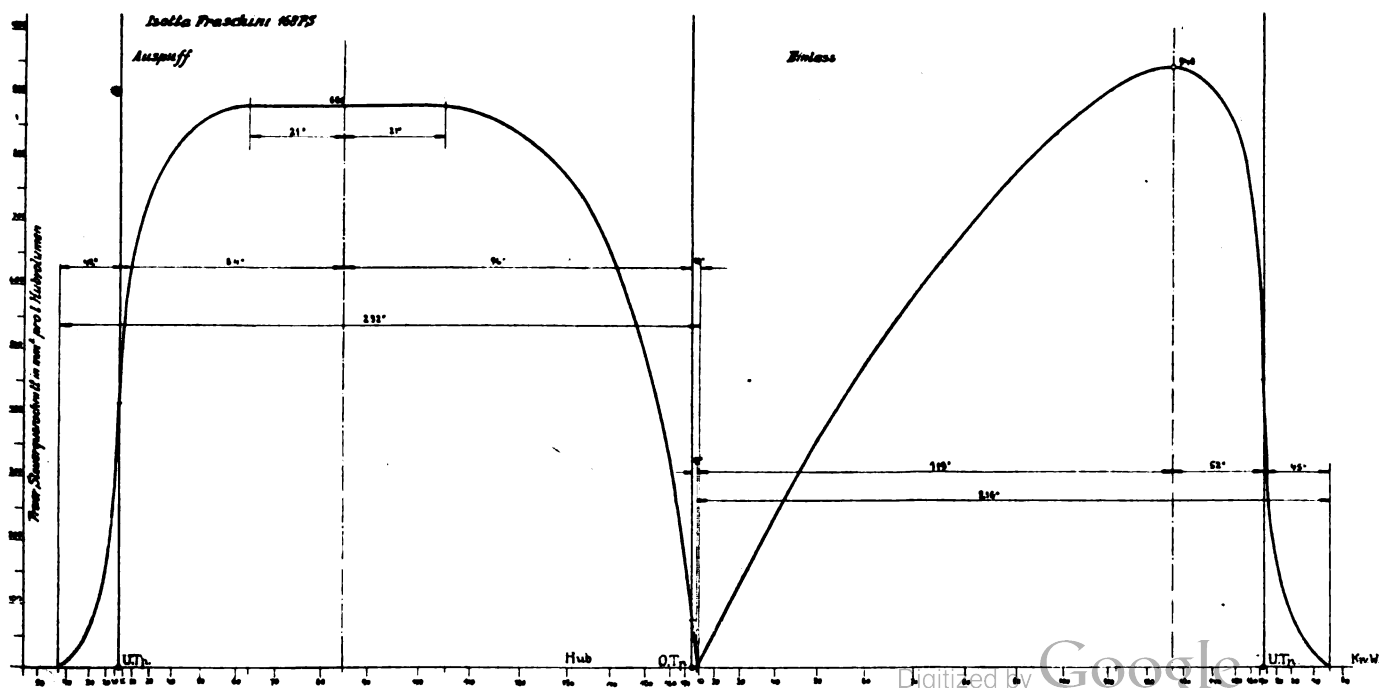


Fig. 13.

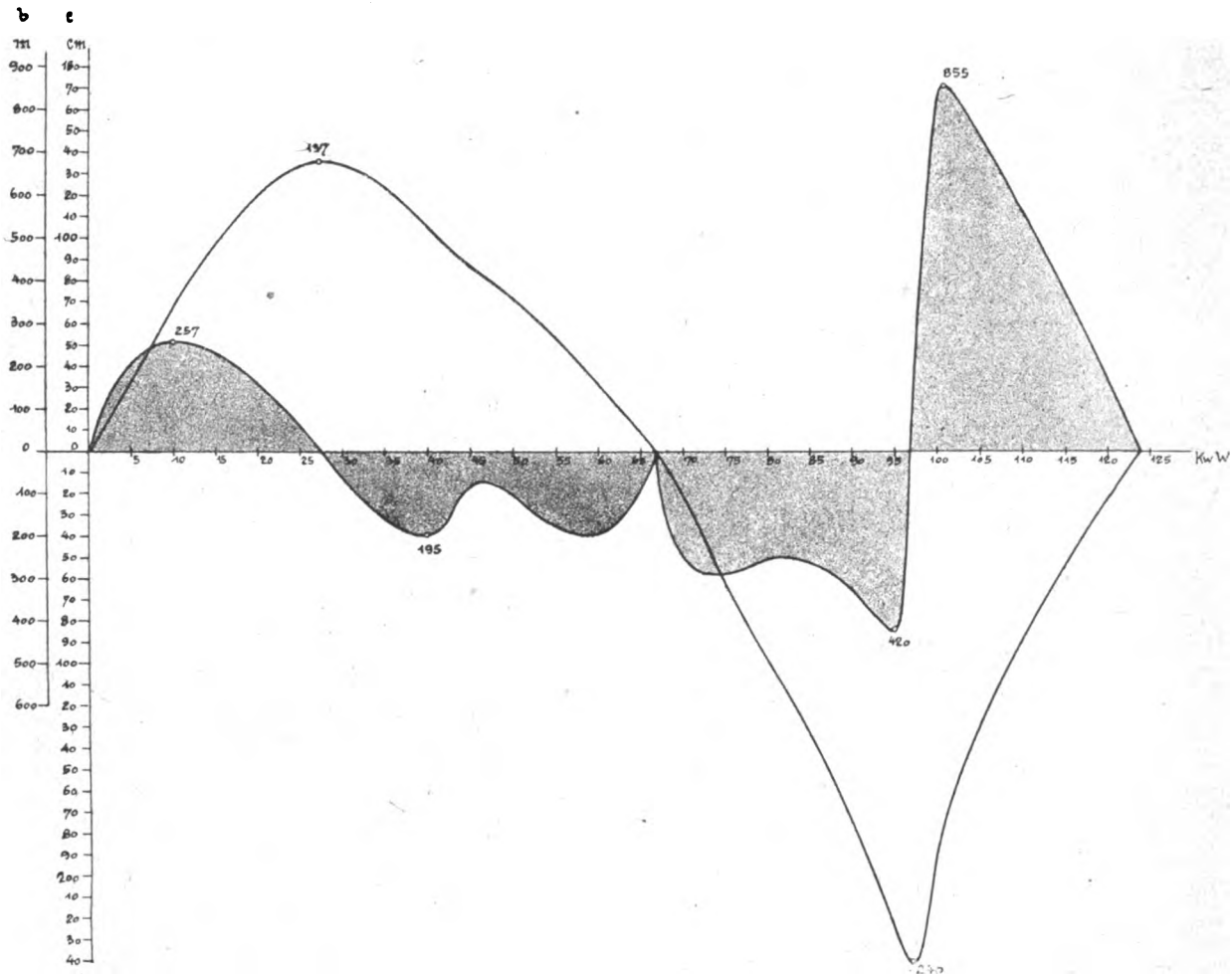


Fig. 14.

aus den Fig. 22 u. 23 und aus der Zusammenstellungszeichnung des Motors (Zeichn. XXI) zu erschen. Die chemische Analyse des Gehäusematerials ergab:

Silizium	Spuren
Kupfer	3,7 v. H.
Zinn	0,18 v. H.
Eisen	0,88 v. H.
Zink	Spuren
Aluminium	95,22 v. H.

(Fortsetzung folgt.)

Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug.

Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg.

Die Forderung des Krieges an die Flugzeugindustrie, in kurzer Zeit möglichst viele gebrauchsfähige Flugzeuge herzustellen, und die überaus rasche Steigerung der an die Flugzeuge gestellten Ansprüche, haben in den ersten Jahren des Krieges die Konstrukteure gezwungen, mehr nach dem Gefühl und nach der Erfahrung als auf Grund wissenschaftlicher Erkenntnisse zu arbeiten. Es fehlte die Zeit, Theorien der Aerodynamik zu entwickeln und als Baugrundlage zu benutzen. So erstaunlich groß auch die Erfolge sind, die man trotzdem erzielt hat, in der Zukunft, wo der Flugzeugentwurf die Arbeit ernster, wissenschaftlich gebildeter Ingenieure werden soll, läßt sich dieses empirische Probieren jedes neuartigen Flugzeuges auf unsicherer Grundlage nicht mehr beibehalten.

Es wird daher die Hauptaufgabe der Zukunft sein, planmäßig wissenschaftliche Grundlagen für die Weiterentwicklung, den Bau und die Bewertung von Flugzeugen sowie ihre Leistungen zu schaffen, und auch die Festigkeitsberechnung nicht ausschließlich auf die Ergebnisse der sehr kostspieligen Bruchbelastungen fertiger Flugzeuge zu beschränken. In dieser

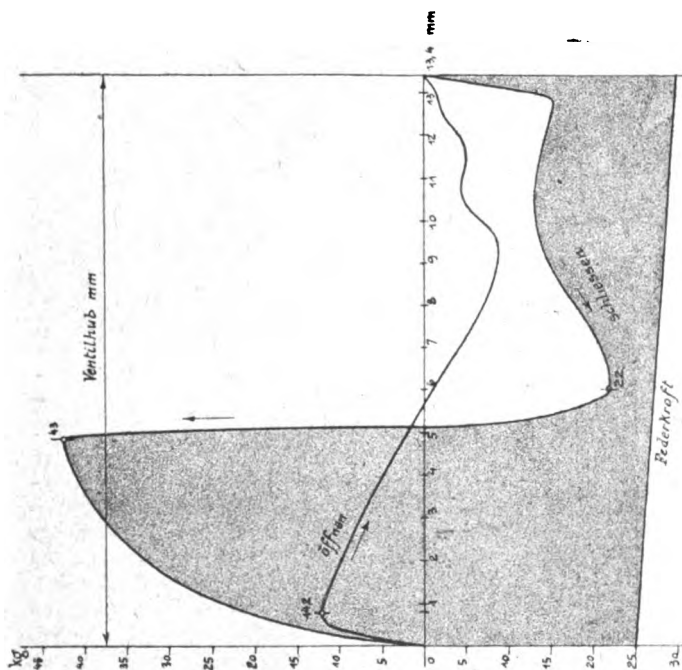


Fig. 15.

Bewerte reduzierte Massen
 $M = 0,0526 \text{ kg}$

Digitized by Google

Zur Erzeugung von Gewichtsmomenten wurden Wassergewichte verwendet. Die zweite Art der auftretenden Momente wurde durch ungleichmäßiges Verspannen unter den Stielen (ungleiche Einstellwinkel rechts und links) hervorgebracht. Die Messungen wurden für Querruder und Höhenruder durchgeführt.

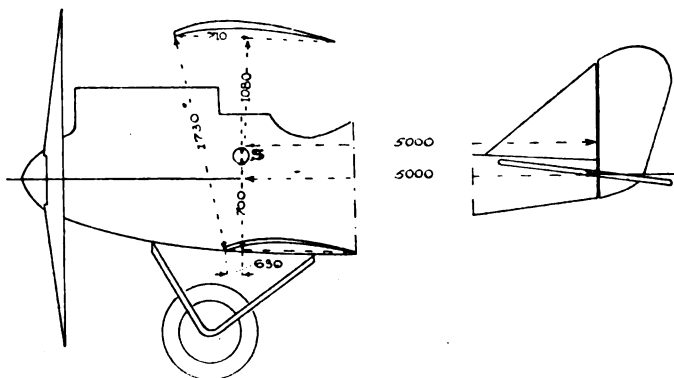


Fig. 1. Abmessungen des D1w CV.

An den äußeren Streben zwischen beiden Flügeln sind Wasserbehälter von gleicher Größe und Gestalt derart eingebaut, daß die zusätzlichen Stirnwiderstände und die Gefäßgewichte auf beiden Flügelseiten gleich groß, also für das Flugzeug ausgeglichen sind, Fig. 2, 3. Der Beobattersitz er-



Fig. 2. Versuchsflugzeug (schräg von vorne gesehen).

hält ein 30 l fassendes Wassergefäß *a* (Fig. 4), das dicht am Führersitz liegt, damit das zusätzliche Gewicht möglichst nahe am Druckmittelpunkt bleibt. Aus diesem Behälter kann man mit einer Druckpumpe *b* den einen Seitenbehälter mit Wasser füllen. Die zugehörige Schlauchleitung liegt in der Bespannung der Unterflügel, so daß sie die Luftströmung nicht stören kann. Durch eine für diesen Zweck besonders geeichte Benzinuhr *d* kann man die Wassermenge in Litern ablesen, die während des Fluges in das eine Seitengefäß gepumpt wird.



Fig. 3. Versuchsflugzeug (schräg von hinten gesehen).

Der Abstand der Querruder von der Rumpfmittellinie beträgt 5 m. Die Einstellwinkel werden an den Unterflügeln unterhalb jeder Querrippe mittels einer Winkelwasserwaage gemessen und als Winkel der jeweiligen Flügelsehne gegen die

Motorachse bestimmt. Sollen die Einstellwinkel eines Flügels verändert werden, so läßt man die Seile der vorderen Tragwand unverändert und ändert nur die Kabel und Gegenkabel der hinteren Tragwand. Die Tiefenkreuze werden vor dem Verspannen ganz gelockert und nachher soweit angezogen, daß die Lage der Oberflügel zu den Unterflügeln (Staffelung *O* wird mit Fadenlot gemessen) stets gleich ist. Durch dieses Verfahren wird erreicht, daß die V-Stellung gleich bleibt, die vorderen Hauptholme nebst Nasenleisten nicht krumm gezogen und die Tiefenkreuze nicht unzulässig hoch beansprucht werden. Die Einstellunterschiede sind die Unterschiede in den Sehnwinkeln des rechten und linken Unterflügels an denjenigen Querrippen, die am äußeren oder am inneren Stiel als verstellbar gekennzeichnet sind. Infolge des inneren Aufbaues des Flügels kommen die benachbarten Rippen bei solchen Verstellungen entsprechend nach, wie die Tabelle 2 erkennen läßt. Die Rippen, 4, von außen,

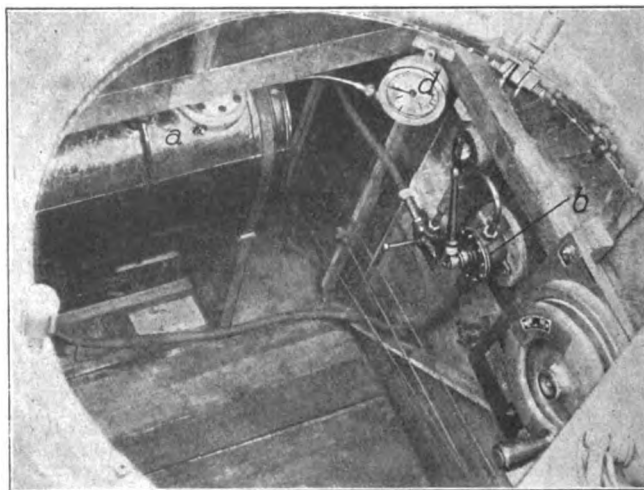


Fig. 4. Blick in den Beobachtungsraum des Versuchsflugzeuges.

links und rechts, sind mit der Werkbezeichnung 4,5° Einstellwinkel versehen. Man erhält also z. B. den Einstellunterschied von 1° am äußeren Stiel, (Versuchsreihe *b*), wenn man die rechte Rippe 4 um 1° herunterzieht, so daß ihre Sehne

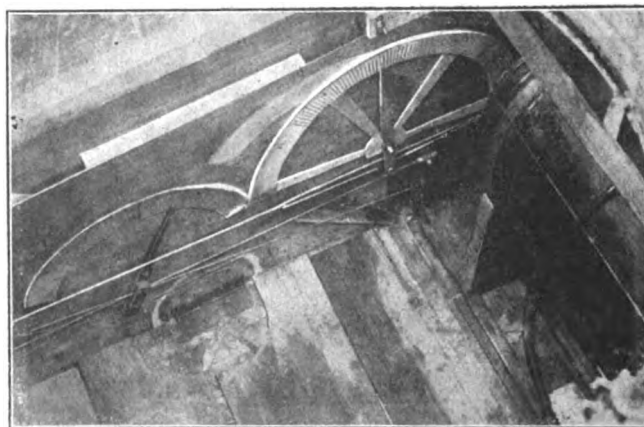


Fig. 5. Ablesevorrichtung für die Ruderstellungen.

gegen die Motorachse um 5,5° geneigt ist, während die linke Rippe die Neigung von 4,5° gegen die Motorachse behält. Nach diesem Verfahren wird auch in der *P* axis beim Aufrüsten der Flugzeuge in den Fabriken vorgegangen. Änderungen des Einstellwinkels um 1° am hinteren Außenstiel sind schon mit freiem Auge durch die auffallende Krümmung der Oberfläche deutlich erkennbar. Mit Hilfe eines Schalenkreuzanemometers, das außerhalb des Schraubenstrahles am rechten Innenstiel angebracht ist, wird sowohl im Motor- als auch im Gleitfluge während der ganzen Versuchsreihe eine gleichförmige Fluggeschwindigkeit eingehalten. Die Ablesungen werden bei Flügen gegen den Wind zwischen 2000 und 2200 m Höhe vorgenommen, so daß auch bei Flügen an verschiedenen Tagen

Tabelle 2.
Verspannung des Versuchsflugzeuges bei den Versuchsreihen a) bis d).

Versuchsreihe	Einstellwinkel in Graden																												Unterschied der Einstell- winkel	V -Stellung				
	Rechter Flügel (Rippen-Nummer)																Linker Flügel (Rippen-Nummer)																	
	I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	I		
a)	2,5	3,0	4,0	4,5	5,1	5,3	5,3	5,5	5,7	6,0	6,0	6,0	6,0	5,9	5,9	5,9	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,7	5,5	5,3	5,3	5,1	4,5	4,0	3,0	2,5	0,0°	+ 2°
b)	2,8	4,3	5,1	5,5	5,5	5,7	5,8	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,9	5,9	5,9	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,7	5,5	5,3	5,3	5,1	4,5	4,0	3,0	2,5	1,0°	+ 2°
c)	2,5	3,5	4,3	5,0	5,2	5,5	5,5	5,7	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	5,9	5,9	5,9	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,7	5,5	5,0	5,0	4,8	4,2	3,5	3,1	2,3	1,3	1,5°	+ 2°
d)	2,8	4,3	5,1	5,5	5,5	5,7	5,8	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,9	5,9	5,9	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,7	5,5	5,0	5,0	4,8	4,2	3,5	3,1	2,3	1,3	2,0°	+ 2°

Tabelle 3.
Ergebnisse der Versuchsreihen a) bis d).

Versuchsreihe	Unterschied der Einstellung rechts und links	Geschwindigkeit in der Flugrichtung km/Std.	Höhe m	Art des Fluges	Höhenruder	Seitenruder	Querruder	Wassergewicht kg	Moment m kg
a)	0,0°	110	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	5,5°	4,5°	0,0°	—	—
				Gleitflug	— 1,0°	4,5°	0,5°		
				Motorflug	4,5°	4,5°	0,5°		
				Gleitflug	— 1,5°	4,5°	1,25°		
				Motorflug	4,5°	4,5°	1,5°		
				Gleitflug	— 1,5°	4,5°	2,0°		
				Motorflug	4,5°	4,5°	2,25°		
				Gleitflug	— 2,0°	4,5°	2,75°		
				Motorflug	4,5°	4,5°	2,8°		
				Gleitflug	— 3,0°	4,5°	3,3°		
b)	1,0°	110	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	5,0°	3,5°	— 1,5°	—	—
				Gleitflug	0,0°	3,5°	— 1,0°		
				Motorflug	5,0°	3,5°	— 0,75°		
				Gleitflug	— 0,5°	3,5°	— 0,25°		
				Motorflug	4,5°	3,5°	0,0°		
				Gleitflug	— 1,5°	3,5°	0,5°		
				Motorflug	4,0°	3,5°	0,75°		
				Gleitflug	— 2,0°	3,5°	1,25°		
				Motorflug	4,0°	3,5°	1,3°		
				Gleitflug	— 2,5°	3,5°	1,8°		
c)	1,5°	110	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	5,0°	2,5°	— 3,0°	—	—
				Gleitflug	— 1,0°	2,5°	— 2,0°		
				Motorflug	5,0°	2,5°	— 1,95°		
				Gleitflug	— 1,5°	2,5°	— 1,45°		
				Motorflug	5,0°	2,5°	— 1,0°		
				Gleitflug	— 1,5°	2,5°	— 0,5°		
				Motorflug	4,5°	2,5°	— 0,45°		
				Gleitflug	— 2,0°	2,5°	0,05°		
				Motorflug	4,0°	2,5°	0,1°		
				Gleitflug	— 3,0°	2,5°	0,6°		
d)	2,0°	110	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	5,5°	2,5°	— 4,0°	—	—
				Gleitflug	1,0°	2,5°	— 3,5°		
				Motorflug	5,0°	2,5°	— 3,25°		
				Gleitflug	1,0°	2,5°	— 2,75°		
				Motorflug	5,0°	2,5°	— 2,5°		
				Gleitflug	0,5°	2,5°	— 2,0°		
				Motorflug	5,0°	2,5°	— 1,75°		
				Gleitflug	— 0,5°	2,5°	— 1,25°		
				Motorflug	4,5°	2,5°	— 1,0°		
				Gleitflug	— 1,5°	2,5°	— 0,5°		

annähernd gleicher Flugzustand erreicht wird. Die Einstellungen des Seiten- und Höhenruders werden an Zeigern abgelesen, die im Beobachtersitz in die entsprechenden Seilzüge eingeschaltet sind und über festen Kreisbögen mit Winkelteilung spielen, die Einstellung des rechten Querruders an einem daran befestigten Kreisbogen mit Winkelteilung, siehe Fig. 5. Da die Flüge während eines Monatsdrittel, also angenähert bei gleicher Temperatur- und Druckverteilung in gleicher Höhe mit gleicher Geschwindigkeit zur umgebenden Luft erfolgten, so ist man berechtigt, den Staudruck bei den Versuchsgruppen in erster Annäherung konstant anzusetzen. Von einer jeweiligen Messung wurde wegen sonstiger Inanspruchnahme des Beobachters abgesehen.

Die Versuche wurden in folgender Weise durchgeführt:
a) Mit dem normal verspannten Flugzeug, vgl. Tabelle 2, Versuch a, stieg ich zunächst bis 2000 m Höhe. Beim Motorflug von 2000 bis 2200 m Höhe wurde nach dem Anemometer im Geradeausflug eine Fluggeschwindigkeit von 110 km/h gegen den Wind sorgfältig eingehalten. Dabei wurden die Lagen von Höhen-, Seiten- und Querruder abgelesen. Hierauf wurde im Gleitfluge (Gemischhebel in Leerlaufstellung) von 2200 auf 2000 m Höhe heruntergegangen, wobei die Geschwindigkeit von 110 km/h beibehalten und abermals die Ablesungen an den drei Stellen gemacht wurden. Durch den Beobachter wurden dann 10 l Wasser in den rechten Seitenbehälter gepumpt, während das Flugzeug auf 1900 m herunterging und

wieder auf 2000 m Höhe stieg. Dann wurde wieder im Motorfluge von 2000 auf 2200 m und dem anschließenden Gleitfluge von 2200 auf 2000 m abgelesen, und die gleichen Messungen wurden dann noch mit 15, 20 und 30 l Wasser in dem rechten Seitenbehälter wiederholt.

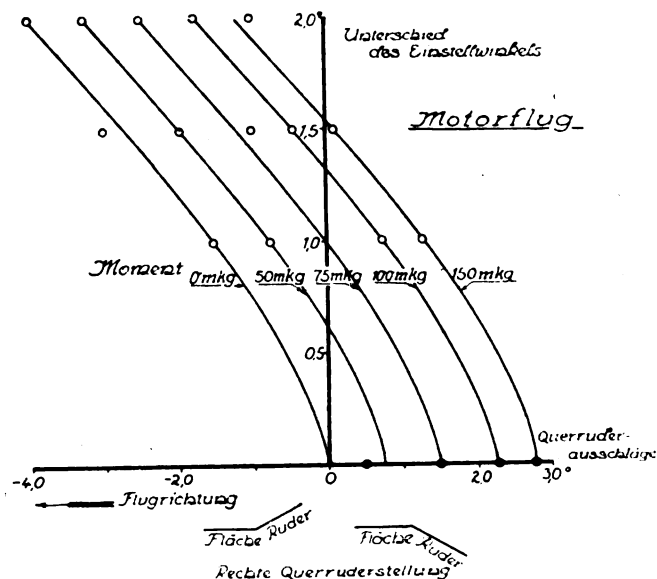


Fig. 6. Eichung des Querruders im Motorflug.

Diese ganze Versuchsreihe wurde noch dreimal durchgeführt und zwar:

b) Mit 1° Unterschied der Einstellwinkel rechts und links, erzeugt durch Tiefziehen des rechten äußeren hinteren Stieles (die vierte Rippe unter dem Stiel war mit Einstellwinkelbezeichnung versehen).

c) Mit $1,5^\circ$ Unterschied der Einstellwinkel rechts und links, erzeugt durch Hochziehen des linken äußeren hinteren Stieles um $\frac{1}{2}^\circ$ und Tiefziehen des rechten äußeren hinteren Stieles um 1° .

d) Mit 2° Unterschied der Einstellwinkel rechts und links, erzeugt durch Tiefziehen des rechten und Hochziehen des linken äußeren hinteren Stieles um je 1° .

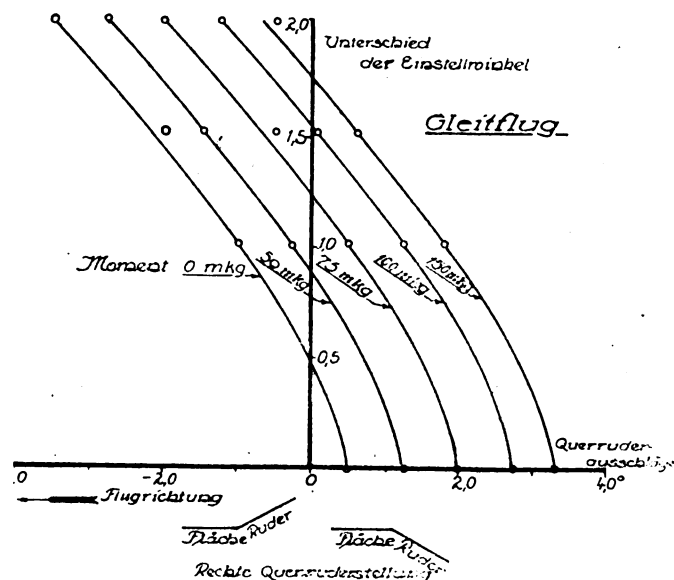


Fig. 7. Eichung des Querruders im Gleitflug.

Die Versuchsreihen a) bis d) wurden so genau durchgeführt, damit man mit einer großen Anzahl von Ablesungen eine zuverlässige Eichkurve des Querruders erhalten konnte. Die Ergebnisse dieser Versuchsreihen sind in Tabelle 3 zusammengestellt. Fig. 6 bis 9 zeigen die Einwirkung einseitiger Verstellung der Außenstiele auf den Querruderausschlag im Motorflug und Gleitflug. Die Kurvenscharen verlaufen ganz

ähnlich, sie sind nur gegeneinander um $0,5^\circ$ verschoben. Daraus ist zu schließen, daß die Flügelenden von dem Schrauben-

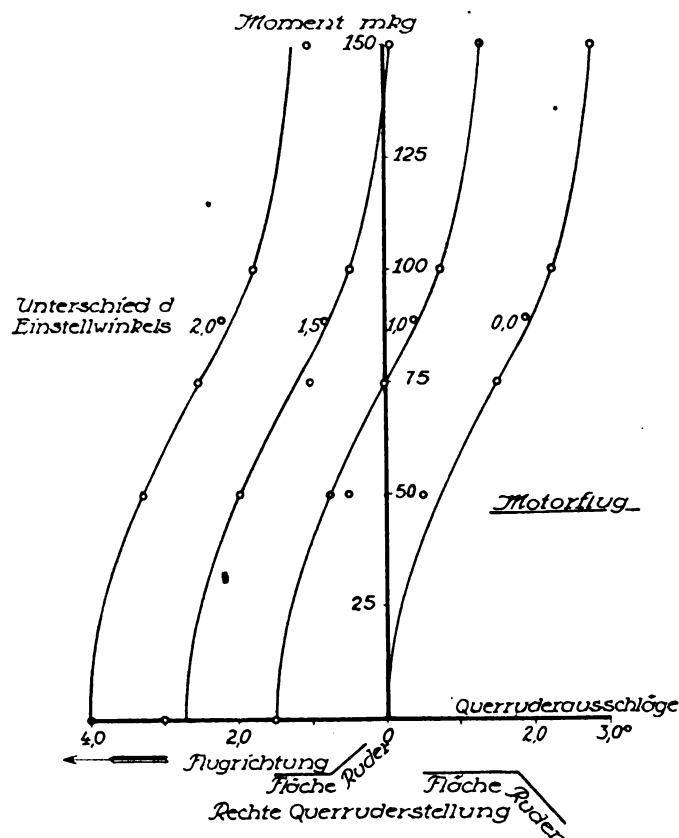


Fig. 8. Eichung des Querruders im Motorflug.

strahl nicht mehr beeinflusst werden, andernfalls hätten sich dort Störungen der Strömung durch die Schraube in Unter-

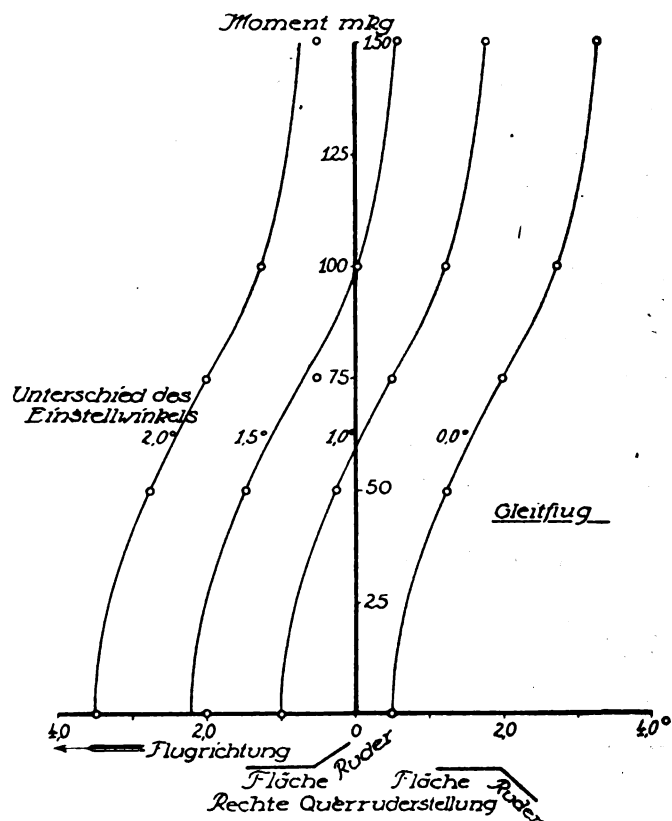


Fig. 9. Eichung des Querruders im Gleitflug.

schieden der Gestalt der Kurvenscharen äußern müssen. Für das Querruder gibt es deshalb auch nur eine einzige Eich-

kurve, Fig. 10, die für Motor- und für Gleitflug gilt. Weiter folgt hieraus, daß die Messungen an Leitwerkmodellen in der Versuchsanstalt Göttingen für die Berechnung der Querruder auch mit Rücksicht auf die Verhältnisse im fliegenden Flugzeug verwendbar sind, da an den Querrudern, sobald sie sich

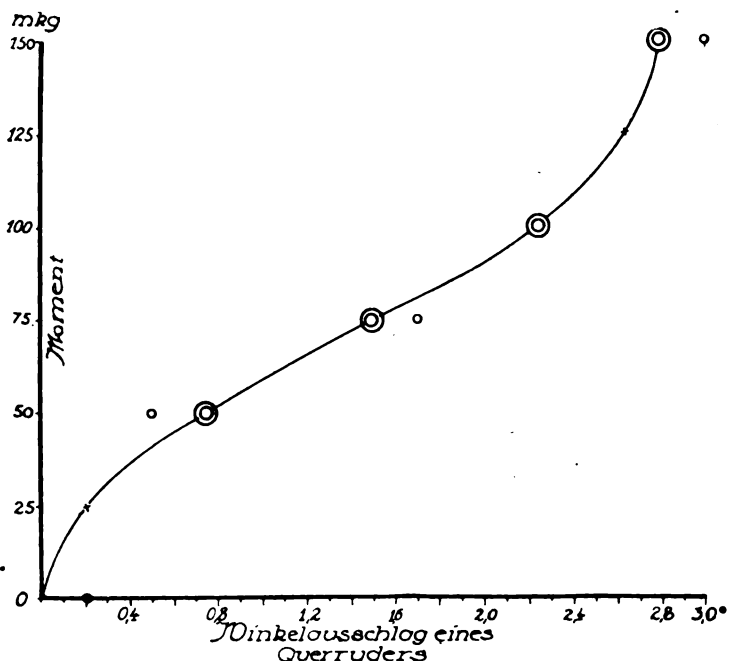


Fig. 10. Ergebnis der Eichung des Querruders.

außerhalb des Schraubenstrahles befinden, ähnliche Strömungen herrschen wie im Windkanal. Nur insoweit unterscheiden sich die Verhältnisse immer noch, als im Fluge an den Flügeln durch Randwirkungen gewisse noch nicht genau bekannte Wirbel und Ablenkungen des Luftstromes entstehen, die im Kanal nicht in dem Maße auftreten.

(Fortsetzung folgt.)

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung von Seite 225.)

Als beachtenswerter Punkt bei der Konstruktion von Schulflugzeugen ist besonders noch die Lage des Fahrgestells zu betrachten. Die bei Gebrauchsflugzeugen des leichten und schnellen Startes wegen übliche Lage der Fahrgestellachse mäßig dicht vor der Schwerpunktssenkrechten hat für Schulflugzeuge, bei denen mit weniger guten Landungen in hohem Maße zu rechnen ist, den Nachteil der Möglichkeit des leichteren Überschlagens. Da dies im Interesse des Schulbetriebs nach Möglichkeit vermieden werden muß, ordnet man bei Schulmaschinen die Fahrgestellachsen ein Stück weiter vor der Schwerpunktssenkrechten an. Neben der Gefahr des Überschlagens wird hierdurch auch die Möglichkeit beträchtlich herabgesetzt, daß ein Schüler die Maschine beim Starten auf den Kopf drückt, so daß eine Zerstörung der Luftschraube unvermeidlich ist. Dies kann während der Ausbildung besonders bei einem dem Schüler noch ungewohnten Start mit Gegenwind gelegentlich vorkommen. Hinzu kommt, daß sich bei weiter vorn liegendem Fahrgestell der Start in seinen einzelnen Phasen wesentlich deutlicher gestaltet. Der Schüler kann nämlich das Abheben des Schwanzes vom Boden viel mehr regeln und beobachten sowie die Horizontallage besser einstellen. Bei einer dicht vor der Schwerpunktssenkrechten liegenden Fahrgestellachse hingegen erfolgt das Abheben des Schwanzes vom Boden nicht selten selbst bei Höhensterausschlag so gut wie gleichzeitig mit dem Gasgeben und ist bei Vollgas manchmal mittels des Höhensteraus in Folge der Wirkung des Schraubenwindes auf die feststehenden Teile der Dämpfungsflächen nicht zu verhindern. Dies gleichzeitige, mehrfache Handeln sowie das Verarbeiten der verschiedenartigen Ein-

drücke beim Starten gestalten sich für den Anfänger jedoch nicht leicht und sind deshalb möglichst zu vermeiden. Andererseits haftet der weiter vorn liegenden Fahrgestellachse indes der Nachteil an, daß sie das Geradeausrollen auf der Erde für den Neuling bedeutend erschwert. Auf das Beherrschen der Maschine in der Seitenrichtung kommt jedoch außerordentlich viel beim Start an. Ausgleichen läßt sich dieser Mangel an Richtunghalten der Maschine auf der Erde durch die bei der Stabilisierungsfrage bereits erwähnte Verwendung entsprechend größerer, senkrechter Dämpfungsflächen. Bei der Lösung dieser Frage kommt es darauf an, eine möglichst viel Vorteile und möglichst geringe Nachteile aufweisende Anordnung zu finden. Eine einseitige Entscheidung in dieser Frage würde bei Schulflugzeugen zu keinem günstigen Erfolge führen können. Mit Rücksicht auf diese Verhältnisse ergibt sich auch die Forderung, dem Schüler zunächst die Beherrschung des Seitensteraus beizubringen und ihm in dessen Betätigung auf der Erde möglichst viel Freiheit zu lassen.

Die hier angeführten Gesichtspunkte beim Bau von Schulmaschinen sind aus den betr. Fig. leicht zu ersehen. Bei der Beurteilung dieser Aufnahmen muß noch darauf hingewiesen werden, daß die Schulmaschinen oft nicht nach den Richtlinien des modernen Flugzeugbaues hergestellt sind. Dies rührt teils daher, daß diese Richtlinien teilweise nicht gleichzeitig im Schulflugzeugbau maßgebend sind, teils aber auch daher, daß man als Schulmaschinen solche Flugzeuge benutzt und mit unwesentlichen Veränderungen weitergebaut hat, die als Kriegsmaschinen überholt sind. Während die in



Fig. 14.

Zweistieliger Doppeldecker der Deutschen Flugzeugwerke, der früher mit 150 PS-Benz-Motor als Frontflugzeug und später mit 100 PS-Mercedes-Motor als Schulflugzeug Verwendung fand. Starke Staffelung.

Fig. 1, 2 u. 3 dargestellten Maschinen auf Konstruktionen aus der letzten Friedenszeit sich aufbauen, sind die in Fig. 9 u. 14 dargestellten Maschinen solche, die zunächst als Frontflugzeuge bestimmt und benutzt waren und erst nach der Weiterentwicklung des Flugzeugs zu Maschinen zum Umschulen oder zum Schulen wurden. Da solche Maschinen auch der Ausbildung von Beobachtern dienen, hat man ihnen vielfach auch eine entsprechende Ausbildung des Beobachtersitzes gelassen. Dies kommt jedoch nur bei hinten sitzendem Beobachter in Betracht (s. Fig. 5). Die in Fig. 5 und 15 dargestellten Maschinen sind ganz als Maschinen zum Umschulen oder Schulen nach den Richtlinien des neuzeitlichen Flugzeugbaues im letzten Kriegsjahre gebaut.

Die Unterweisung von Flugschülern außerhalb des fliegenden Flugzeugs.

Wenn das Fliegen auch keinesfalls aus guten Lehren oder aus Büchern zu erlernen ist, so bildet doch die Unterweisung der Flugschüler am nicht fliegenden Flugzeuge oder in besonderen Lehrräumen ein sehr wichtiges Mittel zur Unterstützung der Ausbildung. Es ist hier zwischen der Erörterung von Sachen praktischer Natur, meist auf dem Platze oder in den Hallen der Maschinen, und derjenigen von theoretischen Fragen meist in Lehrräumen, sowie zwischen der Unterweisung auf dem Gebiete des Motorenwesens, im Motorenraum, Lehrraum und an den Maschinen, zu unterscheiden. Der Schüler muß

über soviel praktische Kenntnisse im Flugzeugbau verfügen, daß er die häufigsten und einfachsten Reparaturen selbst ausführen oder zu ihrer Ausführung die nötige Anleitung geben kann. Als Beispiel hierfür seien genannt das Instandsetzen von Radbereifung sowie das Aufsetzen von Rädern,

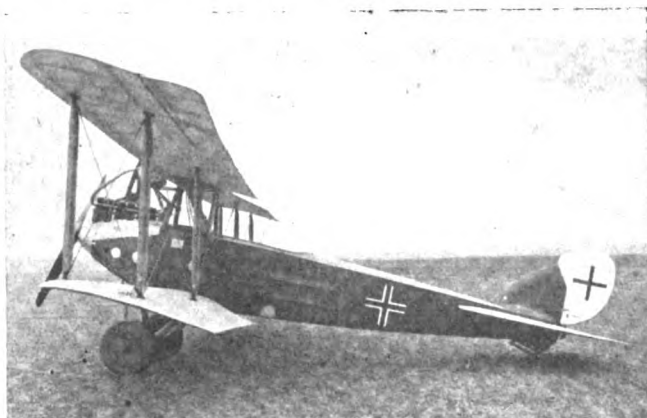


Fig. 15.
LVG-B III mit 120 PS-Mercedes-Motor.

das Richten einer verbogenen Fahrgestellachse sowie das Abziehen eines zerstörten und das Aufziehen eines neuen Propellers. Es liegt in der Natur der Sache, daß jeder Flugzeugführer um so besser bei Notlandungen daran ist, je mehr er über praktische Kenntnisse verfügt, so daß ein zu reichliches Maß derselben nicht möglich ist. Es sei hier darauf hingewiesen, daß im Kriege durch unsachgemäßes Demontieren z. B. oft mehr Schaden an einem bei einer Notlandung beschädigten Flugzeug angerichtet worden ist, als dieses zunächst aufwies. Aneignen kann man sich derartige Kenntnisse nicht vom Zuhören oder Zusehen, sondern in erster Linie vom eigenen Zufassen in der Ausbildungszeit.

Die Unterweisung angehenden Flugzeugführer in der wissenschaftlichen Grundlage des Flugwesens ist bisher im allgemeinen sehr vernachlässigt worden, so daß bei einer großen Anzahl sonst sehr tüchtiger Flugzeugführer hier oft sehr mangelhafte Vorstellungen herrschten. Hervorgerufen war dies wohl durch die verschiedenartige Vorbildung der großen Zahl von Flugschülern während des Krieges sowie den Mangel an Zeit und geeigneten Lehrkräften. Es soll hier nicht etwa gesagt sein, daß zu einem einwandfreien Beherrschen des Fliegens theoretische Kenntnisse erforderlich seien, sondern nur auf deren Wert für die Ausbildung und fliegerische Tätigkeit hingewiesen werden. Derjenige Flugschüler, der sich über die elementaren Gesetze, denen eine moderne Flugmaschine unterliegt, klar ist, wird wesentlich weniger leicht gegen diese verstoßende Fehler beim Fliegen machen. So kann man aus einer theoretischen Beschäftigung mit dem Flugwesen für die Praxis oft Dinge lernen, für die andere erst einmal mit üblen Erfahrungen Lehrgeld zahlen müssen. Auch auf der Erde bei der Behandlung des Flugzeugs läßt sich oft unterscheiden, welcher Flugzeugführer sich über die Konstruktionsprinzipien seines Flugzeugs klar ist und welcher nicht. Besonders beim Transport eines Flugzeugs durch Hilfsmannschaften und deren Anweisung sowie beim Verspannen kann man dies sehr häufig erkennen. Vor allem ist die Kenntnis der Stabilitätsbedingungen eines Flugzeugs wichtig. Zunächst also hat der Flugschüler und Flugzeugführer von seinen theoretischen Kenntnissen her einen Nutzen für die Praxis der Behandlung seiner Maschine auf der Erde und für die des Fliegens mit seiner jeweiligen Maschine. Der in dieser Hinsicht gut unterrichtete Flugzeugführer wird bereits aus der Anschauung einer Maschine auf der Erde Schlüsse auf ihre Flugeigenschaften ziehen können. Insbesondere wird er Klarheit darüber haben, wann seine Maschine besonders beansprucht wird, und danach seine Flugmanöver einrichten. Bei der Ausbildung liegt der besondere Wert einiger Kenntnisse flugtechnischer, besonders aerodynamischer Natur darin, daß sie geeignet sind, das Vertrauen des Schülers zu seinem Flugzeug und zum Fliegen selbst zu gewinnen. Auch wird er vor diesen oder jenen Unternehmungen bei seinen Flügen gewarnt, ohne daß dies erst durch die Lehren trauriger

Erfahrungen geschieht. Gerade die Frage, ob der Schüler restloses Vertrauen zur Sache des Flugzeuges und des Fluges hat oder nicht, ist oft maßgebend für das Gelingen oder Mißlingen des ersten Alleinfluges, bei denen die Autosuggestion eine große Rolle für den Durchschnittsflugschüler bildet.

So wie beim Flugzeugbau und Fliegen liegen die Verhältnisse in dieser Hinsicht auch beim Motor des Flugzeugs. Je genauer ein Flugzeugführer seinen Motor kennt, um so weniger wird er mit Betriebsstörungen Schwierigkeiten haben, und um so sicherer wird er eine mit Gefahr verbundene Störung des Motors rechtzeitig erkennen. Auch in der Motorenkunde muß die praktische Unterweisung neben der theoretischen einhergehen. Ebensovienig wie jeder Flugzeugführer ein perfekter Motorenmonteur zu sein braucht, darf dem Flugschüler und Flugzeugführer die Fähigkeit abgehen, die einfachsten und häufigsten Defekte nach Möglichkeit selbständig beseitigen zu können. Hier kommen besonders Störungen in der Zündanlage sowie an den Vergasern in Betracht. Als Beispiel seien genannt das Reinigen von Zündkerzen, Einsetzen neuer Schleifkohlen (Kenntnis der möglichen, provisorischen Verwendung eines Bleistiftes!) sowie Ausbau des Benzinseihers und der Düsen nebst ihrer Säuberung von etwa vorhandenen Fremdkörpern. Es liegt in der Natur der Sache, daß jeder Flugzeugführer um so besser und sachlicher derartige Verbesserungen bei Notlandungen vornehmen kann, je mehr er über die Entstehung und über die Wirkungsweise seines Motors Bescheid weiß. Daraus folgt die Zweckmäßigkeit eines theoretischen Unterrichtes für Flugschüler auch über die Flugmotoren. Kennt der Schüler deren Konstruktionsprinzipien genau und sind ihm die mit dem Motorenwesen zusammenhängenden Gesetze der Mechanik, der Physik und der Chemie (besonders Brennstofflehre) bekannt, so wird er wesentlich mehr Vertrauen zu seinem Motor fassen können, als dieser dem Laien einzuflößen pflegt, und ein häufig mitgebrachtes, auf falschen Vorurteilen fußendes Mißtrauen sehr bald ablegen. Es erscheint dann ausgeschlossen, daß der Schüler aus übergroßer Sorge um seinen Motor bei den ersten Alleinflügen von der Aufmerksamkeit auf seine Umgebung und die Lage der Maschine abgelenkt wird. Die Frage einer sehr sachlichen, tiefer dringenden Unterweisung der Flugschüler in den in diesem Abschnitt erwähnten Fragen trat im Kriege deshalb in den Hintergrund, weil es zu jener Zeit mehr auf die Menge von Flugzeugführern und ihre Brauchbarkeit an der Front ankam. Jetzt jedoch ist die Frage der Unterweisung von Flugschülern außerhalb des fliegenden Flugzeuges sehr wichtig geworden, da auf diese Weise solche Flugzeugführer erzogen werden, wie sie das deutsche Flugwesen zu seinem Wiederaufleben dringend notwendig bedarf. Hierfür kommen Leute in Betracht, die zunächst aus Interesse an der Sache des Fluges und im allgemeinen nicht aus gewerblichen Interessen das Fliegen erlernen. Das Thema »Instrumentenlehre« ist ebenfalls von großer Wichtigkeit und bei geeigneter Behandlung imstande, viele Vorurteile zu beseitigen und eine falsche Anwendung von Instrumenten auszuschalten. Als Beispiel hierfür sei das sogenannte Fliegen nach der Tourenzahl genannt, das bereits früher gekennzeichnet wurde.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus dem Gewerblichen Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Deutschland.

Zur Patentverlängerung.

Reichsjustizminister Schiffer äußerte sich am 8. Oktober in der Deutschen Nationalversammlung zur Frage der Patentverlängerung wie folgt: Als dieser Antrag hier eingebracht wurde, schienen die Antragsteller der Meinung zu sein, daß es sich um eine im wesentlichen kaum streitige Frage handle. Das ist tatsächlich nicht der Fall. Gegen die Verlängerung der Patente haben sich die Vertreter des Vereins deutscher Maschinenbauanstalten, des Zeitselverbandes der deutschen elektrotechnischen Industrie und die Vertreter des Deutschen Industrie- und Handelstags ausgesprochen, also doch Instanzen von einer so außerordentlichen Bedeutung, daß man mit großer Vorsicht an das Problem herangehen muß, und ein eigenartiger

Zufall hat es gefügt, daß ich vor wenigen Minuten den Brief einer großen Aktiengesellschaft erhalten habe, in der sie ihrerseits vor der Beschreitung dieses Weges warnt. Mein Herr Vorgänger stand im allgemeinen auf dem Standpunkt, die Bedenken, die gegen eine Verlängerung der Patente sprechen, als ausschlaggebend zu erachten. Ich will die ganze Frage noch einmal zur Prüfung bringen und mich an der Hand neuer Ermittlungen entschließen, ob ich dem Antrag, der von der Deutschen Demokratischen Fraktion ausgesprochen ist, Folge leisten kann. Deutscher Reichsanzeiger vom 9. Oktober.

Frankreich.

Verlängerung der Patentdauer.

Das Pariser »Journal Officiel« vom 10. Oktober d. J. veröffentlicht ein Gesetz vom 8. Oktober, das sich mit der Verlängerung der Patentdauer beschäftigt. Danach sind Bestimmungen getroffen worden, durch welche die Dauer der Erfinderpateute, die am 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren oder erst nach diesem Termin, aber vor dem 1. August 1919 beantragt oder erteilt worden sind, verlängert werden können, wenn sie infolge des Kriegszustandes nicht ausgenutzt werden konnten. Die Verlängerung erfolgt um mindestens ein und höchstens 5 Jahre und bemißt sich im allgemeinen nach der Zeit, innerhalb deren das Patent nicht ausgenutzt werden konnte. Den Kriegsteilnehmern kann darüber hinaus noch eine Sonderverlängerung von 1—3 Jahren gewährt werden. Das Königl. Institut für Seeverkehr und Weltverkehr in Kiel, Schloßgarten 14. Weltwirtschaftl. Nachrichten vom 24. 10. Nr. 204.

Patentanmeldungen.

Ausgelegt am 16. 10. 1919. Einspruch bis 16. 12. 19.

46a, 18. H. 68542. Friedr. Aug. Haselwander, Karlsruhe, Gartenstr. 50. Verfahren für Zweitaktverbrennungskraftmaschinen. 4. 6. 15.

46a, 21. F. 39888. Hugh Francis Fullagar, South Shore Road, Gateshead-on-Tyne, County of Durham, Engl.; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, F. Harmsen, A. Meißner und Dr.-Ing. G. Breitung, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Verbrennungskraftmaschine mit gegenläufigen Kolben. 14. 4. 15. England 15. 4. 14.

46a, 25. F. 41206. Reginald Aubrey Fessenden, Brookline, Mass., V. St. A.; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Verbrennungskraftmaschinenanlage zum Antriebe von Unterseeböten. 4. 9. 16.

46a, 6. P. 34205. Leopold Podszus, Stargard i. Pommern, Fritz Brauns, Berlin-Zehlendorf, Heidestr. 21, und Johannes Mueller, Berlin-Charlottenburg, Württemberg-Allee 27. Hilfsvergaser für Leerlauf von Verbrennungskraftmaschinen. 2. 9. 15.

46c, 6. Z. 10483. Société Anonyme des Ateliers Piccard, Pictet & Cie., Genf, Schweiz; Vertr.: Bernhard Bomborn, Pat.-Anw. Berlin SW 61. Spritzvergaser für Explosionsmotoren mit einer aus zwei ineinander angeordneten Gliedern bestehenden Drosselvorrichtung zur selbsttätigen Regelung des Brennstoffausflusses. 27. 6. 18. Schweiz 14. 8. 17 u. 19. 12. 17.

46c, 14. A. 29425. Aktiengesellschaft Brown, Boveri u. Co., Baden, Schweiz; Vertr.: Direktor Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. Einrichtung zur Zündmomentverstellung bei elektrischen Zündapparaten. 16. 6. 17.

46c, 14. A. 29798. Aktiengesellschaft Brown, Boveri u. Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Rob. Boveri, Mannheim-Käferthal. Hochspannungsverteiler für mehrzylindrige Explosionsmotoren. 20. 10. 17.

46c, 14. B. 85484. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Umlaufender Unterbrecher für schnellaufende Anker-Zündapparate. 4. 2. 18.

46c, 14. B. 87251. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündungsregler. 30. 8. 18.

46c, 14. B. 87349. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteiler für Zündmaschinen. 7. 9. 18.

46c, 17. B. 87728. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündkerze. 26. 10. 18.

46d, 5. W. 51662. Alfred Wagner, Kattowitz-Zalenze. Einrichtung zur Ausnutzung der Abluft von Bergwerksmaschinen zu Ventilationszwecken. 28. 10. 18.

77h, 5. F. 43602. Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Ruder für Luftfahrzeuge. 24. 8. 18.

77h, 5. L. 47326. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz. Mannheim-Rheinau. Doppelsteuerung für Fahrzeuge. 18. 10. 18.

Ausgelegt am 20. 10. 19. Einspruch bis 20. 12. 19.
77h, 2. V. 12336. Rudolfo Verduzio, Rom; Vertr.: Hans Camminer u. Karl Wentzel, Pat.-Anwälte, Berlin W. 66. Luftschiff mit einer mittleren Scheidewand. 7. 2. 14. Italien 17. 5. 13.

Ausgelegt am 23. 10. 19. Einspruch bis 23. 12. 19.

46c, 5. P. 37795. Gustav Pielstick, Augsburg, Pfannenstiel 11. Verbindung der Kolbenstange mit dem Kolben von Verbrennungskraftmaschinen. 12. 5. 19.

46c, 13. F. 41992. Bayerische Motorenwerke, G. m. b. H., München. Barometersicherung für Luftfahrzeuge. 30. 6. 17.

46c, 21. S. 49165. Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach-Stuttgart. Kühler, insbesondere für Fahrzeugmotoren. 26. 10. 18.

46c, 29. Sch. 52922. Johann Georg Schillinger, Sonthofen, Algäu. Explosionsmotor mit Auspuffturbine. 18. 4. 18.

46d, 8. K. 67338. Dr. Jan Kozak, Kolin, Böhmen; Vertr.: Dipl.-Ing. S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61. Rohölmotor mit äußerer Verbrennungskammer. 3. 10. 18.

Ausgelegt am 27. 10. 19. Einspruch bis 27. 12. 19.

46c, 18. F. 42036. Peter Andersen Fisker, Frederiksberg, Dänemark. Vertr.: Dr.-Ing. Bruno Bloch, Pat.-Anw., Berlin NW 21. Luftkühlung für Explosionskraftmaschinen an Motorrädern. 21. 6. 17.

46d, 11. G. 45451. Gustav de Grahl, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 135. Verfahren zur Krafterzeugung durch Verbrennung von Wasserstoff. 27. 7. 17.

46d, 11. G. 46096. Gustav de Grahl, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 135. Verfahren zur Dampferzeugung durch Verbrennung von Wasserstoff. 10. 1. 18.

46d, 11. G. 46358. Gustav de Grahl, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 135. Gasdampferzeuger; Zus. z. Anm. G. 46096. 4. 3. 18.

77h, 5. S. 47473. Signal-Gesellschaft m. b. H., Kiel. Einrichtung zur Inangsetzung von Apparaten auf Schwebvorrichtungen. 1. 12. 17.

77h, 6. L. 46507. Christian Lorenzen, Berlin-Neukölln, Richardpl. 19. Nabe für verstellbare Propeller. 25. 4. 18.

77h, 9. O. 10543. Otwi-Werke m. b. H., Bremen. Wasserflugzeug-Fahrgestell. 16. 3. 18.

77h, 9. R. 43223. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Fahrgestellabfederung für Flugzeuge. 15. 5. 16.

Ausgelegt am 30. 10. 19. Einspruch bis 30. 12. 19.

46c, 14. B. 87780. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Magnetapparat mit unterteilten Ankerpolschuhen. 4. 11. 18.

46c, 28. D. 32990. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Vorrichtung zum Anwerfen von Explosionskraftmaschinen. 31. 10. 16.

77h, 5. K. 59667. Dr. Raimund Nimführ, Wien, und J. Knappich, Augsburg, Fröhlichstr. 8; Vertr.: J. Knappich, Augsburg, Fröhlichstr. 8. Vorrichtung zur selbsttätigen Stabilisierung von Flugzeugen. 3. 8. 14.

77h, 5. K. 62230. J. Knappich, Augsburg, Fröhlichstr. 8, und Dr. Raimund Nimführ, Wien; Vertr.: J. Knappich, Augsburg, Fröhlichstr. 8. Vorrichtung zur Stabilisierung von Flugzeugen. 3. 8. 14.

Erteilte Patente.

Ab 20. 10. 19.

46a, 2. 316919. Emil Flatz, Graz, Österr.; Vertr.: W. Zimmermann und Dipl.-Ing. E. Jourdan, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Einrichtung an Verbrennungskraftmaschinen. 21. 1. 19. F. 44093.

46a, 8. 316920. Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a. Vier- oder mehrzylindriger Verbrennungsmotor. 6. 10. 18. B. 87564.

46a, 14. 316921. Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a. Ein- oder mehrzylindriger im Zweitakt arbeitender Verbrennungsmotor. 6. 3. 18. B. 85731.

46a, 18. 317918. Schnellpressenfabrik Mödling vorm. L. Kaisers Söhne, Akt.-Ges., Wien; Vertr.: H. Springmann und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Zweitaktverpuffungsmaschine für flüssige Brennstoffe. 29. 1. 18. Sch. 52535. Österreich 30. 5. 16.

46a, 19. 316922. Dr.-Ing. Herbert Baer, Breslau, Parkstr. 25a. Auspuffkanäle für Zweitakt-Verbrennungsmaschinen. 19. 4. 18. B. 80130.

46a, 30. 316923. Albert Roder, Fürth, Bayern, Moststr. 25. Explosionskraftmaschine mit gegenüberliegenden Zylindern. 17. 9. 18. R. 46513.

46c, 5. 298599 *K*. Johann Schütte, Charlottenburg, Steinplatz 2. Getriebe für Verbrennungskraftmaschinen. 29. 3. 16. B. 81373.

46c, 7. 303934 *K*. Dr.-Ing. Wilhelm Stein, Charlottenburg, Mommsenstr. 19. Vorrichtung zur Zuführung von flüssigem Brennstoff. 17. 5. 16. St. 20942.

46c, 14. 316871. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteiler für Hochspannungszündvorrichtungen mit Überslagstücken. 27. 5. 17. B. 83912.

46c, 14. 316872. Anna Klapper, Frankfurt a. M., Blücherstr. 9. Vorrichtung zum Reinigen der Kontaktstücke bei Verteilerscheiben an Umlaufmotoren. 3. 2. 16. K. 61747.

46c, 17. 316873. August Enders, G. m. b. H., Oberrahmede, Westf. Zündkerze für Explosionskraftmaschinen. 25. 5. 18. C. 27375.

46c, 17. 316924. Otto-Werke, G. m. b. H., München. Zündkerze. 28. 4. 18. O. 10590.

46c, 21. 316769. Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach, Würtbg. Kappenartiger Schraubdeckel, insbesondere für Motorkühler. 2. 6. 18. S. 48416.

46c, 27. 316874. Willy Stangl, München. Vorrichtung zur Erleichterung des Ankurbelns von Automobilmotoren. 26. 7. 16. St. 30090.

46c, 29. 316875. Arno Dietrich, Nürnberg, Fürtherstr. 88. Auspuffvorrichtung für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen. 29. 6. 18. D. 34661.

46d, 10. 317019. William Behrmann, Hamburg, Hallerstr. 61. Vorrichtung zum Umsetzen einer geradlinigen Bewegung in eine kreisende, indem ein flüssiges oder gasförmiges Druckmittel, welches durch Kolbenpumpen in Umlauf gehalten wird, eine Turbine beaufschlagt. 27. 8. 13. B. 73705.

77h, 6. 300189 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Motor zum Antrieb von Propellern. 11. 4. 15. D. 31696.

77h, 6. 301719 *K*. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Motor zum Antrieb von Propellern; Zus. z. Pat. 300189. 20. 10. 16. D. 32972.

77h, 9. 316894. Rumpler-Werke, G. m. b. H., i. Liqu., Berlin-Johannisthal. Spornlager für Flugzeuge. 18. 11. 17. R. 45108.

77h, 9. 316987. Otwi-Werke m. b. H., Bremen. Fahr-
gestell mit pneumatischer Abfederung. 28. 2. 18. O. 10524.

77h, 15. 301624 *K*. Dynamit-Akt.-Ges., vormals Alfred Nobel & Co., Hamburg. Auslösungseinrichtung von Fallbomben; gelöscht am 1. 5. 18. 27. 1. 17. D. 33201.

77h, 15. 316786. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Bombenabwurfvorrichtung; Zus. z. Pat. 305110. 5. 2. 16. B. 81021.

77h, 15. 317029. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen. 26. 9. 16. B. 82534.

46a, 14. 317103. Henri Gonthier, Lüttich, Belg.; Vertr.: C. v. Ossowski, Pat.-Anw., Berlin W 9. Zweitaktmotor. 2. 11. 16. G. 44552. Belgien 9. 10. 15.

46a, 25. 317054. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Flugmotor. 6. 8. 18. F. 43508.

46b, 6. 317192. Friedr. Krupp, Akt.-Ges. Germaniaewerft, Kiel-Gaarden. Vereinigtes Anlaß- und Brennstoffventil für Verbrennungskraftmaschinen. 25. 9. 14. K. 59812.

46b, 14. 317104. Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen. Drosselklappensteuerung für Viertaktgasmaschinen. 19. 2. 19. W. 52109.

46b, 18. 302522 *K*. Gebr. Körting, Akt.-Ges., Linden b. Hannover. Ventilsteuerung für Brennstoffpumpen mit einem vom Pumpenkolben gesteuerten Saugventil. 28. 11. 16. K. 63376.

46c, 2. 317105. Julius Kremp, Rodaun, Niederösterreich; Vertr.: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW 11. Selbsttätige Sicherungsvorrichtung gegen das Trocken- und Heißgehen der Schmierstellen von schnelllaufenden Maschinen. 29. 10. 18. K. 67487.

46c, 5. 317055. Robert Schmehl, Weidenau a. d. Sieg. Kolben für doppeltwirkende Zweitaktgasmaschinen. 26. 11. 18. Sch. 54091.

46c, 5. 317279. Arnold Seppeler, Feuerbach, Stuttgart, Eberhardstr. 70. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen. 13. 4. 19. S. 50001.

46c, 29. 317193. *Kondor* Flugzeugwerke, G. m. b. H., Essen, Ruhr. Schalldämpfer für Auspufftöpfe an Motoren. 17. 11. 16. R. 63349.

77h, 3. 317163. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau. Brandschutzvorrichtung für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 310199. 5. 9. 17. R. 44897.

77h, 5. 303309 *K*. Alexander Baumann, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 111. Knotenpunktverbindungsstück für Flugzeuggerüste; umgeschrieben auf Flugzeugwerft G. m. b. H., Staaken b. Spandau; umgeschrieben auf Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken b. Spandau. 19. 8. 15. B. 80006.

77h, 5. 307800 *K*. Josef Zimmermann, Wiener-Neustadt; Vertr.: Otto Siedentopf und Dipl.-Ing. W. Fritze, Pat.-Anwälte, Berlin. Doppeldecker. 27. 3. 17. Z. 9943. Österreich 2. 11. 16.

77h, 5. 317164. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstraße 26. Hochhebebügel für Maschinengewehre. 31. 5. 18. H. 74466.

77h, 6. 300610 *K*. Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Propellerkappe. 1. 7. 16. F. 41014.

77h, 6. 306440 *K*. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Mehrgängige Schraube. 29. 11. 16. L. 44775.

77h, 6. 306469 *K*. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Hohlpropeller. 29. 11. 16. L. 44774.

77h, 6. 306470 *K*. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Propeller mit zweiteiliger Nabe. 29. 11. 16. L. 44776.

77h, 7. 302569 *K*. Rudolf Grund, Lindenberg, Kr. Beeskow. Drachen oder Drachenballon mit selbsttätiger Schrägstellvorrichtung. 11. 6. 16. G. 44097.

77h, 15. 310788 *K*. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Verfahren zur Fernsteuerung eines Gleiters von einem Luftfahrzeuge aus. 2. 12. 16. S. 46083.

77h, 15. 317290. Robert Buhl, Dresden-Löbtau, Südstr. 42. Selbsttätige Steuervorrichtung für unbemannte Fahrzeuge (Wasser- und Luftfahrzeuge). 27. 9. 17. B. 85863.

77h, 15. 317291. Richard Fiedler, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 94/95. Flammenwerfer für Flugzeuge, Luftschiffe u. dgl. 16. 1. 18. F. 42700.

77h, 15. 317292. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Bombenbehälter für Flugzeuge. 23. 12. 15. R. 42702.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragene Inhaber der folgenden Gebrauchsmuster sind nunmehr die nachbenannten Personen.

47h. 685849. Mercur-Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin.

77h. 662872. 662873. 662874. 674884. 709821. 713941. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen.

Ab 23. 10. 19.

46c, 250426. Eisemann-Werke, A.-G. Stuttgart.

77h, 309036. Hermine Bähneke, geb. Peters, Hannover, Volgersweg 61.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Ab 16. 10. 19.

46c, Sch. 49578. Auspufftopf 3. 7. 19.

77h, L. 43683. Als Doppeldecker ausgebildetes Großflugzeug. 17. 4. 19.

Gebrauchsmuster.

Ab 20. 10. 19.

77h, 717574. Wilhelm Orth, Döberitz. Fallschirm. 16. 8. 19. O. 10733.

46a, 718773. Dietrich & Hirt, Nürnberg. Kurbelgehäusepumpe mit Abdichtung für Zweitaktmotoren. 23. 8. 19. D. 33940.

46a, 719144. Otto Stolz, Berlin, Brüsselerstr. 33 und Otto Büttner, Berlin-Schöneberg, Goltzstr. 17. In ein Motorrad umwandelbares gewöhnliches Fahrrad mit im Innern eines der Räder angeordnetem Zweitaktmotor. 8. 2. 19. St. 22714.

46c, 718591. Julius Friedrich Behr, Feuerbach, Kühler. 18. 8. 19. B. 84009.

46c, 718596. Walter Redehas, Remscheid, Industriestr. 1. Zündkerze. 18. 8. 19. R. 47947.

46c, 718600. Gebr. Reißbarth, München. Unterdruckbrennstoffpumpe mit unterteiltem Gehäuse und zentraler Durchflußröhre für Vergaser von Benzin- u. dgl. Motoren. 20. 8. 19. B. 84045.

46c, 718602. Daniel Jacques Pickée, Gorinchem, Holl.; Vertr.: Dr. Oskar Arendt, Berlin, Kurfürstendamm 227. Zünddynamo, insbes. für Fahrradmotoren. 20. 8. 19. P. 31661.

46c, 718603. Süddeutsche Kühlerfabrik, Inh. Julius Fr. Behr, Feuerbach. Kühlerahmen. 20. 8. 19. S. 42639.

46c, 718703. Adolf Lange, Hamburg, Am Markt 19. Schalldämpfer für Motorauspuff. 21. 8. 19. L. 42638.

46c, 718772. Wilhelm Steinberger, Hamburg, Oberaltenallee 76. Einspritzdüse für Ölmotoren mit mechanischer Brennstoffeinspritzung. 22. 8. 19. St. 23418.

46c, 718776. Alfons Strobel, München, Schwanthalerstr. 100/I. Spritzvergaser. 23. 8. 19. St. 23429.

46c, 718777. Benz & Cie. Rheinische Automobil- und Motorenfabrik, Akt.-Ges., Mannheim. Schmierung für Verbrennungskraftmaschinen. 25. 8. 19. B. 84106.

46c, 718781. Max Dehmel, Berlin-Lichterfelde, Lankwitzerstraße 12, und Wolfgang A. Zenker, Berlin-Lankwitz, Kaiser-Wilhelmstr. 17. Schutzvorrichtung für Kühler aller Art von Fahrzeugmotoren. 26. 8. 19. D. 33901.

46c, 718821. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung um Umlaufmotoren mittels Anlaßzündung vom Führersitz aus in Gang setzen zu können. 24. 1. 17. B. 76370.

77h, 718677. Theodor Kind, Köln-Deutz, Barmerstr. 17. Spannvorrichtung zum Auseinander- und zum Zusammenspannen von Flugzeugflügeln und Segeln. 18. 8. 19. K. 76622.

77h, 719048. Hermann Pauli, Münster i. W., Achtermannstraße 22. Schutzvorrichtung gegen seitliches Abrutschen an Flugzeugen. 15. 9. 19. P. 31840.

46c, 718823. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Regelgestänge für Vergaser. 8. 2. 18. B. 78610.

46c, 718824. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zum Niederdrücken des Schwimmerknopfes bei Vergasern. 8. 2. 18. B. 78611.

46c, 718825. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zur Luftkühlung eines aus Verbrennungskraftmaschine und Dynamomaschine bestehenden Maschinensatzes. 9. 2. 18. B. 78642.

46c, 718826. Maschinenfabrik Neukölln, G. m. b. H., Neukölln. Brennstoffansauge- und Zuführungsapparat. 14. 2. 18. M. 58364.

46c, 718827. Maschinenfabrik Neukölln, G. m. b. H., Neukölln. Brennstoffansauge- und Zuführungsapparat mit innerem Steuerungsmechanismus. 14. 2. 18. M. 58415.

46c, 718828. Maschinenfabrik Neukölln, G. m. b. H., Neukölln. Brennstoffansauge- und Zuführungsapparat mit ver-

bessertem Durchtrittsventil für die Flüssigkeit vom Ansaugen in den Zuführungsbehälter. 14. 2. 18. M. 58416.

46c, 718829. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Vorrichtung zur Beheizung des Vergasers bei Kraftwagen. 1. 5. 18. B. 79298.

46c, 718836. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Elektrische Anlaßzündvorrichtung für Fahrzeugmotoren. 27. 12. 18. B. 81123.

46c, 718837. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündvorrichtung für das Anlassen von Fahrzeugmotoren. 27. 12. 18. B. 81124.

46c, 719000. Gustav Hertwig, Berlin, Markusstr. 42. Regulierdüsen-schraube für Vergaser. 9. 8. 19. H. 79998.

46c, 719018. August Bullermann, Hannover, Hildesheimerstraße 57. Azetylenanlasser für Motorwagen. 28. 8. 19. B. 84162.

46c, 719070. Julius Friedrich Behr, Feuerbach. Kühler. 18. 8. 19. B. 84011.

46c, 719249. Holdreich Meyer, Berlin, Reichenbergerstr. 95a. Lamelle für Automobilkühler. 2. 9. 19. M. 63001.

46d, 718564. Michael Franz, Przemyśl, Galizien; Vertr.: A. Rohrbach, Pat.-Anw., Erfurt. Geodynamische Kolbenkraftmaschine. 15. 9. 19. F. 38547.

46d, 718738. Max Kiecksee, Berlin, Courbièrestr. 7. Mit Druckluft o. dgl. betriebene Kraftmaschine. 19. 9. 19. K. 77078.

Verlängerung der Schutzfrist für Gebrauchsmuster.

Ab 20. 10. 19.

77h, 699378. Automobil- & Aviatik, A.-G., Leipzig-Heiterblick. Gerippe für Flugzeuge. 5. 10. 16. A. 26295. 29. 9. 19.

77h, 699379. Automobil- & Aviatik, A.-G. Leipzig-Heiterblick. Knotenpunktverbindung usw. 5. 10. 16. A. 26303. 29. 9. 19.

77h, 709821. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen. Umschaltkontakt usw. 27. 9. 16. B. 75771. 27. 8. 19.

46a, 655545. C. D. Magirus, Akt.-Ges., Ulm a. D. Motor usw. 23. 10. 16. M. 56178. 9. 10. 19.

77h, 663426. Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Verspannungsteller usw. 4. 10. 16. A. 26291. 3. 10. 19.

77h, 663427. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Furnierbekleidung für Flugzeugrümpfe usw. 4. 10. 16. A. 26292. 3. 10. 19.

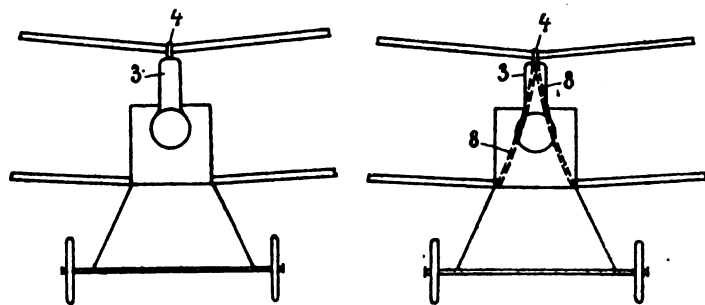
77h, 663428. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Verspannungsseile usw. 4. 10. 16. A. 26293. 3. 10. 19.

77h, 663429. Ago Flugzeugwerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Fahrgestellachse usw. 4. 10. 16. A. 26294. 3. 10. 19.

Ertellte Patente.

Deutschland.

77h, 5. 315282. Mehrdeckerflugzeug. Rumpler-Werke, G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentierte im Deutschen Reiche vom 30. Mai 1916 ab.



Zu Nr. 315282.

Patent-Ansprüche:

1. Mehrdeckerflugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß der oben den Rumpf (1) überragende Motor (3) zum Anschließen des oberen Tragdecks (6) verwendet ist, um das Gewicht und den Luftwiderstand zu verringern.

2. Ausführungsform des Mehrdeckerflugzeuges nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß nur die vorderen (5) oder hinteren Holme (7) des oberen Tragdecks an den Motor (3), die anderen Holme hingegen an ein spannturmähnliches Tragorgan (8) angeschlossen sind, das innerhalb der seitlichen Umrißflächen des Motors liegt.

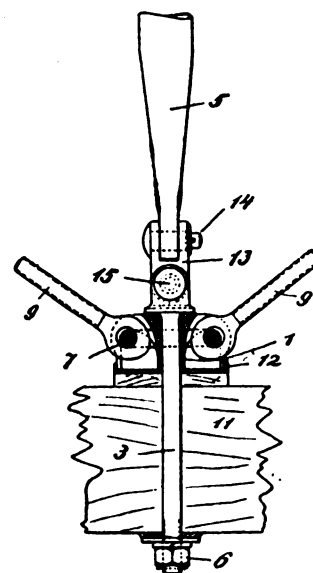
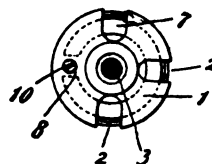
77h, 5. 295838. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge. Albatroswerke, G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentierte im Deutschen Reiche vom 7. Juli 1914 ab.

Patent-Ansprüche:

1. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge, bei welcher die Spannstreben oder -drähte aneinander durch einen Schraubbolzen mit dem Holm verbundenen Ringplatte angreifen, dadurch gekennzeichnet, daß die Enden (9) der Spannstreben oder -drähte in radiale Schlitze

der Platte eintreten und durch einen in einer entsprechenden Aussparung der Platte gelagerten Ring (7) gehalten werden.

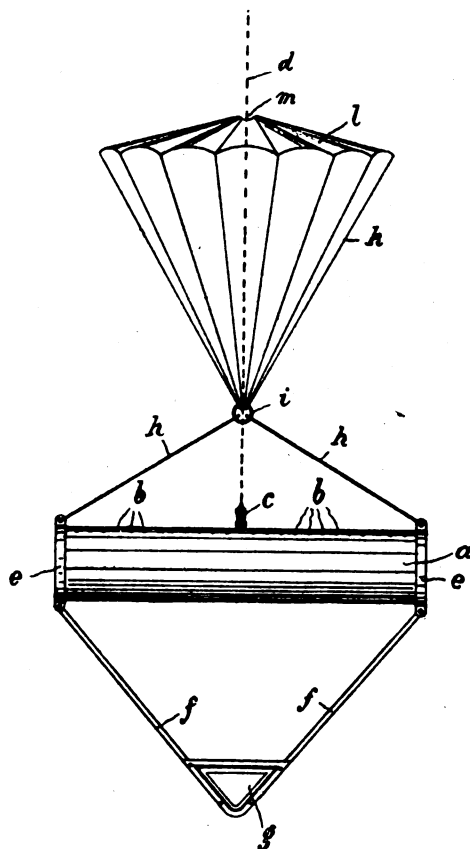
2. Stielbefestigung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Ring einen der Strebenbreite entsprechenden Schlitz (8) besitzt, so daß die Streben (9) bei festgeschraubter Kappe durch Drehen des Ringes eingelegt und befestigt werden können.



Zu Nr. 295838.

3. Stielbefestigung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Ring durch eine in seinen Schlitz eingreifende Stiftschraube (10) gegen Verschieben gesichert wird.

77h, 15. 314802. Vorrichtung zur Erweckung des Eindruckes eines brennend abstürzenden Flugzeuges. Karl Johann Busch in Berlin und Fritz Schmitt in Berlin-Wilmersdorf. Patentierte im Deutschen Reiche vom 9. April 1918 ab.



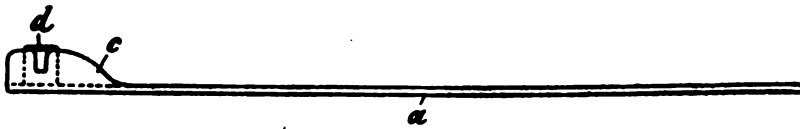
Zu Nr. 314802.

Patent-Anspruch.

Vorrichtung zur Erweckung des Eindruckes eines brennend abstürzenden Flugzeuges, gekennzeichnet durch einen brennbaren, z. B. aus Pappe hergestellten Hohlkörper, der durch einen Zündsatz und eine Abreißzündung in Brand gesetzt und dessen Absturz z. B. durch einen Fallschirm und ein Belastungsgewicht geregelt wird.

Österreich.

78043. Luftverkehrs-Ges. m. b. H., Berlin-Johannisthal.
Veröffentlicht am 10. 9. 19.



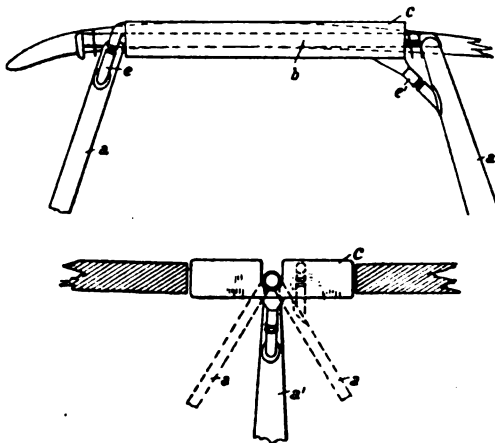
Zu Nr. 78043.

Patentanspruch:

Flugzeug, dessen Tragflächen an dem dem Rumpfe zugekehrten Teil allmählich sich erhebende Ausbauten besitzen, dadurch gekennzeichnet, daß in diesen Ausbauten (c) durch Klappen od. dgl. verschließbare Behälter (d) für die Bomben angebracht sind.

78589. Flugzeug mit im Mast und zwischen den Tragdecken angeordnetem Kühler. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Vom 3. Januar 1916.

Gemäß vorliegender Erfindung ist der Kühler flach ausgebildet und derart an die Querstrebe des für die Zu- und Ableitung des Kühlwassers ausgebildeten Mastes zwischen die beiden oberen Tragdecken gelegt, daß er, da er nicht erheblich höher ist als die



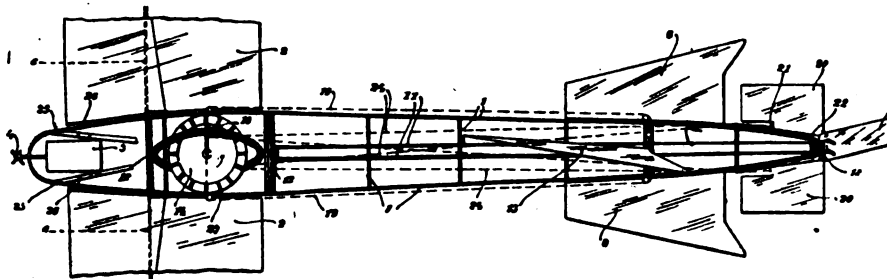
Zu Nr. 78589.

Tragdecken, keinen besonderen Luftwiderstand darbietet. Ferner wird der Kühler der Tragdeckenkurve angepaßt, so daß er in gleicher Weise wie die Tragdecken vom Wind beaufschlagt wird, folglich also einer intensiven Abkühlung ausgesetzt ist. Die Neigung der Kühlrohre wird zweckmäßig derart sein, daß der Wind nicht glatt hindurchstreicht, sondern die inneren Oberteile besonders beaufschlagt, wodurch die Kühlwirkung noch erhöht wird.

In der Zeichnung ist eine beispielsweise Ausführungsform der Erfindung veranschaulicht, und zwar zeigt Fig. 1 eine Seitenansicht und Fig. 2 eine Vorderansicht des im Mast angeordneten Kühlers, wobei vorausgesetzt wurde, daß der Mast selbst für die Zu- und Ableitung des Kühlwassers Verwendung findet.

78232. Flugzeug mit selbsttätiger Stabilisierung durch einen Kreisel. Ignaz Binder in Wien.

Das Wesentliche der Erfindung besteht in einem von Hand oder Fuß aus um die Längsachse des Flugzeuges verstellbaren Rahmenwerk, welches mit einer an ihm angelenkten Ansatzfläche normal



Zu Nr. 78232.

in der lotrechten Mittelebene des Flugzeuges liegt. Diese Ansatzfläche wird vom Kreisel entgegen der Relativverstellung seiner lotrechten Achse verstellt und sichert hierdurch die horizontale Lage des Flugzeuges. Um den Kreisel während der Fahrt des Flugzeuges ohne besonderen motorischen Angriff stets in Umdrehung zu erhalten, sind weiter gemäß der vorliegenden Erfindung an der vorderen Stirnseite des Flugzeuges Luftauffangöffnungen vorgesehen,

von welchen aus die Luft während der Bewegung des Flugzeuges im Raume vermittelst schmiegsamer Rohrleitungen, auf die nach Art eines Turbinenkörpers ausgebildete Schwungmasse des Kreises geleitet wird.

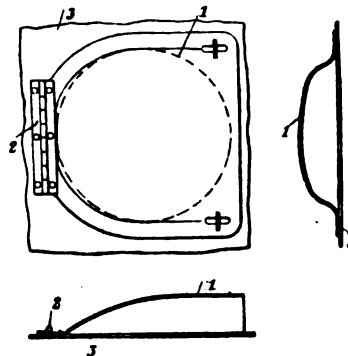
78236. Flugzeugrumpfkappe. Österr.-Ung. Flugzeugfabrik „Aviatik“ G. m. b. H., Wien. Veröffentlicht am 10. 9. 19.

Gemäß vorliegender Erfindung werden die Klappen aus einer einheitlichen Sperrholzplatte gebildet. Wie eingehende, systematische Versuche zeigten, besitzt nur dies Material die Eigenschaften, welche es dazu befähigen, in jeder Beziehung einwandfreies Endergebnis aufzuweisen. Die Klappen sind bedeutend leichter als die Blechklappen, dabei aber genau so widerstandsfähig und ein Verbeulen kann nicht vorkommen.

Die Herstellung erfolgt durch entsprechendes Pressen der einheitlichen Sperrholzplatte in nassem Zustande.

In der Zeichnung ist eine Klappe im Längsschnitt, Ansicht und Querschnitt veranschaulicht.

Die Klappe 1 ist mittels Scharnier 2 an der Rumpfhaut 3 befestigt und in bekannter Weise durch Vorreiber, Querriegel oder dgl. in der Geschlossenstellung erhalten.



Zu Nr. 78236.

Patentanspruch:

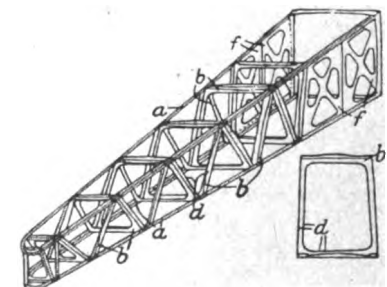
Flugzeugrumpfkappe, dadurch gekennzeichnet, daß sie aus einer einheitlichen Sperrholzplatte gebildet ist.

England.

128651. Flugzeugrumpf. J. J. Mayrow, 39, Victoria-Street, London.

Der Flugzeugrumpf setzt sich aus Längsträgern zusammen, die von geflanschten, aus einem Stück bestehenden Querrahmen aus Metall — vorzugsweise gestanzte — zusammengehalten werden. Diese Querrahmen sind derartig schräge angeordnet, daß sie an den Seiten einen Dreiecksverband bilden.

Fig. 1 zeigt eine vierkantige Rumpfform aus Längsträgern a, die durch Querrahmen b verbunden sind, deren Kanten bei d in Fig. 2 geflanscht sind. Die Rahmen b können auch aus diagonalen Teilstücken gebildet werden und von elliptischer Form für stromlinienförmige Rumpfe sein. Am Führersitz sind Rahmen f in Längsrichtung angeordnet. Der Rumpf kann mit Stoff, Aluminiumblech oder Stahlblech verkleidet werden.



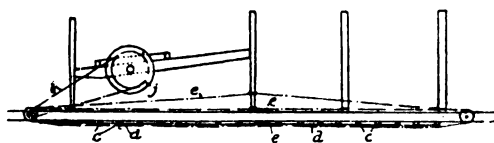
Zu Nr. 128651.

128671. Rumpfe und Kabinen. J. H. Bramwell & Sunbeam Motor Car Company, Moorfield Works, Wolverhampton.

Eine Beobachtungsöffnung im Boden oder in den Seitenwänden des Rumpfes eines Flugzeuges oder anderen Luftfahrzeuges ist mit einer Klappe versehen, die zum Verschließen dieser Öffnung dient.

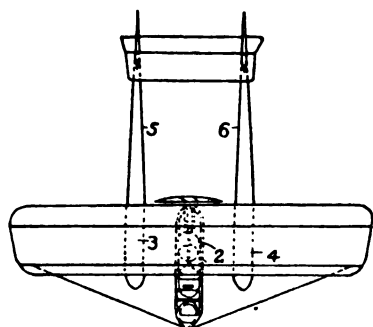
Die Fig. 1 zeigt einen unter dem Führer angeordneten Klappenverschluß, zu dem ein Stoffstreifen d gehört, der an Riegeln c be-

festigt ist, an einem Ende mit endlosen Kabeln ϵ in Verbindung steht und mit dem anderen Ende am Rumpfe befestigt ist. Die Verschlussklappe wird mittels Handrad j und Kettengetriebe i betätigt.



Zu Nr. 128671.

128989. Flugzeuge. Anordnung von Rumpfen und Tanks. G. Caproni, 28, Via St. Gregorio, Mailand.

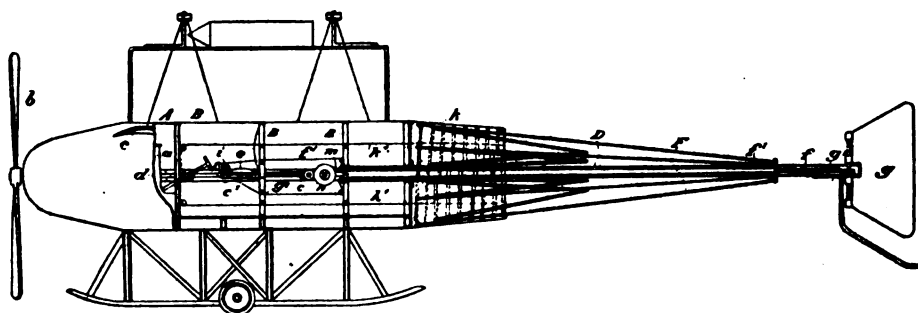


Zu Nr. 128989.

Ein leichter Doppeldecker mit kleinen Flächen, zwei seitlichen Rumpfen (5 u. 6), in denen Tanks (3 u. 4) untergebracht sind, und einem kurzen Mittelrumpf mit einem einzigen Motor, der eine am vorderen oder hinteren Ende des Mittelrumpfes angeordnete Schraube treibt.

Schweiz.

81231. Einrichtung an Flugzeugen zur Bewahrung des Fliegers vor dem Absturz. Eugen Bohli, Oensingen (Solothurn, Schweiz). Veröffentlicht am 16. 10. 19.



Zu Nr. 81231.

Patent-Anspruch.

1. Einrichtung an Flugzeugen zur Bewahrung des Fliegers vor dem Absturz, dadurch gekennzeichnet, daß das Flugzeug mit einem vom Motor- und Flügelgestell unabhängigen, mit ihm lösbar gekuppelten Fliegersitzrahmen und dieser hinten mit einem normalerweise nach der Längsachse des Flugzeugs zusammengeklappten Fallschirm versehen ist, wobei der Flieger bei drohendem Absturz mittels eigens dazu vorgesehener Organe den Fallschirm zur Ausbreitung freigeben und den Sitzrahmen vom Flügelgestell loskuppeln kann.
2. Einrichtung nach Patentanspruch, dadurch gekennzeichnet, daß der Fallschirm in zusammengeklapptem Zustande mittelst einer vom Flieger abziehbaren Überschiebmanschette um eine Längsstange herum gehalten ist.
3. . . . daß zwischen Sitzrahmen und Fallschirm mindestens ein biegsames Verbindungsorgan eingeschaltet ist.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde. Von W. Immler, Oberlehrer an der Seefahrtsschule Elsfleth. (Volckmanns Bibliothek für Flugwesen, Bd. XIII.) Berlin-Charlottenburg 2, 1918. C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H. XVI und 141 S., kl. 8°. Mit 53 Abb. und 6 Tab., einschließlich 3 Taf. Preis geb. M. 4.—.

Das kleine Werk über den Kompaß, seine Anbringung im Flugzeug und seine Kompensierung und Verwendung für den Flug, wie über die anderen Hilfsmittel zur Kurs- und Ortsbestimmung übertrifft die Mehrzahl solcher kleinen Abhandlungen an Gediegenheit und Gründlichkeit; es ist mit Sachkenntnis und pädagogischem Geschick zusammengestellt und vermeidet vor allem den häufigen Fehler, die einfachen Grundlagen möglichst breitzutreten und über die schwerer verständlichen, aber wichtigen und für die Mehrzahl der Leser gerade wissenswerten Dinge hinwegzuhuschen. Ursachen und Berichtigung der Ablenkung und die Gebrauchsanweisung für die verschiedenen Hilfsmittel zum Kursabsetzen, zum Kurshalten und zur Ortsbestimmung sind ebenso eingehend behandelt wie die Grundgesetze des Magnetismus und die Beschreibung des Kompasses. Nur die wichtige, aber verwickelte Ablenkung des Kompasses durch Eisenmassen (veränderliche Pole) wird leider, freilich mit voller Absicht, übergangen.

Im einzelnen sei nur bemerkt, daß das auf Seite 98 beschriebene Verfahren zur Geschwindigkeitsmessung nicht von v. Mises stammt, sondern sich bereits vorher (z. B. in dem Lehrbuch von Brauzzi) findet.

Das Büchlein, das durch eine Reihe recht brauchbarer Zahlentafeln und klarer Abbildungen ergänzt wird, ist zur Einführung in das Gebiet der Kompaß- und Flugsteuerkunde wohl geeignet. E.

Chemische Technologie der Legierungen. Von Dr. P. Reinglaß. (Chemische Technologie in Einzeldarstellungen. Herausgeber: Professor Dr. Ferd. Fischer. Spezielle chemische Technologie). I. Teil: Die Legierungen mit Ausnahme der Eisenkohlenstoff-Legierungen. Leipzig 1919, Verlag Otto Spamer. Gr. 8°. X und 483 S. Mit zahlreichen Tabellen und 212 Figuren im Text und auf 24 Tafeln. Preis geheftet M. 45,60, gebunden M. 51.

Der Luftfahrzeugbauer hängt wie kein anderer Ingenieur vom Stoff und seinen Eigenschaften ab, die für die Flugleistungen, neben der richtigen Gestaltung, die wesentliche Rolle spielen.

Er wird daher umfassende Zusammenstellungen aus der Materialkunde gern aufnehmen, selbst wenn sie nicht in allen Punkten an seine eigenen Kriegserfahrungen und Kriegsleistungen heranreichen.

In dem vorliegenden Werke, das die Legierungen außer Eisen und Stahl mit großer Vollständigkeit behandelt, werden ihm vor allem die Aluminium-Legierungen (S. 104ff.) und die Lagermetalle (S. 435ff.) fesseln. Der Abschnitt über Lagermetalle zeigt so recht die vortreffliche Anlage des Buches: Er beginnt mit einer allgemeinen Einleitung über das Wesen, die Wirkungsweise und das Gefüge der Lagermetalle, es folgt eine Aufzählung der häufigsten Arten, verschiedener Patente, der Festigkeitseigenschaften, Zahlentafeln über die Abnutzung und die Tragfähigkeit und »Normen« der Zusammensetzung und Bearbeitung. Vom Duralumin (S. 145ff.) sind außer den Bestandteilen der Verlaufs der »Selbsthärtung« nach dem Abschrecken, ferner Härtekurven, der Einfluß des Kaltwalzens, sowie die Dichte, die Festigkeitseigenschaften und Patente mitgeteilt; das »Elektron« ist S. 137ff. erwähnt usw. Bemerkenswert sind auch die einleitenden Abschnitte über Zusammensetzung, Eigenschaften, Herstellung und patentrechtliche Stellung der Legierungen.

Die angenehme, leicht verständliche Art, wie die schwierigen physikalisch-chemischen Begriffe, Erscheinungen, Vorgänge und Darstellverfahren in den ersten Kapiteln auseinandergesetzt sind, und die übersichtliche Anordnung des gesamten reichen Stoffes entsprechen ganz der Absicht des Verfassers, daß sein Buch den Techniker auf die Errungenschaften der wissenschaftlichen Metallurgie hinweist und den Wissenschaftler auf die vielfach noch unbekannten Schwierigkeiten der Legierungstechnik aufmerksam macht. E.

Praktische Psychologie. Monatschrift für die gesamte angewandte Psychologie, für Berufsberatung und industrielle Psychotechnik. Herausgeber: Dr. W. Moede und Dr. C. Piorkowski. 1. Jahrgang, 1. u. 2. Heft. Leipzig 1919. Verlag: S. Hirzel. Doppelheft 64 Seiten. Lex. 8°. Jährlich 12 Hefte zu je 2 Bogen. Preis M. 25.

Wir leben in einer Zeit, die besonders gebieterisch die Zusammenfassung der vorhandenen Kräfte und Mittel fordert, aber wir erleben beständig Neugründungen. Wenn das Neue jedoch, wie diese Zeitschrift, unmittelbar und mittelbar dem Zusammenfassen, dem Wiederaufbau dient, muß man es willkommen heißen.

Ein Blick auf die Ankündigung überrascht zunächst: Die Kraftfahrerprüfung, das frühere Aushängeschild der praktischen

Psychologie, die wegen ihres Zusammenhanges mit den Fliegeruntersuchungen auch den Luftfahrer angeht, ist mit keinem Worte erwähnt, die Berufseignung tritt überhaupt zurück neben der Berufsberatung, dazu tritt die »Rationalisierung« der Ausbildungs- und Arbeitsverfahren als der andere wichtige Zweig der wirtschaftlichen Psychologie, der die Zeitschrift in erster Linie dienen soll — eine ebenso geschickte wie gerechtfertigte Anpassung an die veränderten sozialen und wirtschaftlichen Bedingungen.

Daneben sollen auch die andern Gebiete der Psychotechnik bis zur experimentellen Ästhetik und politischen Psychologie gepflegt werden.

Daß die Zeitschrift trotzdem auch vom einseitigen Luftfahrerstandpunkte aus wertvoll ist, lehrt der Inhalt des vorliegenden Doppelheftes.

Der erste Aufsatz von G. Schlesinger, »Betriebswissenschaft und Psychotechnik«, setzt die letztere geradezu der Berufseignungsprüfung gleich, die »keine Deklassierung, sondern ... die richtige Einreihung« bezweckt, und führt als Beispiel die Lenker der verschiedenen Verkehrsmittel an. Die übrigen fünf Aufsätze behandeln sozusagen sämtlich das gleiche Gebiet von den verschiedensten Seiten.

Den Flieger, vor allem den praktischen Fluglehrer, geht die Abhandlung von Tramm über die Ausbildung von Straßenbahnführern an. Es wird gezeigt, daß der Unterricht an Gruppenlehrständen nach psychologischen Gesichtspunkten mit späterem Übergang in den Betrieb rascher, gleichmäßiger und billiger zum Ziele führt als die frühere Ausbildung auf dem fahrenden Wagen. In der Flugtechnik ist man während des Krieges den entgegengesetzten Weg gegangen. Doch dürften sich hier, wenn später einmal steigende Schülerzahl es ermöglicht und rechtfertigt oder erfordert, feste Gruppenführersitze, Lehrschaukeln u. dgl. wohl bewähren, natürlich in Verbindung mit der planmäßigen Einübung bestimmter Steuer- und Bedienungsbewegungen als Reaktion auf die verschiedenen Gefahranzeichen. Everling.

Was will Taylor? Die arbeitsparende Betriebsführung, von W. Hellmich, und Kritische Bemerkungen über das Taylorsystem, von Huhn. Berlin 1919, Verlagsabteilung des Vereines deutscher Ingenieure, Kl. 8^o. 31 Seiten. Preis M. 2.

Die Einwände, die aus allen Lagern gegen das Taylorsystem erhoben werden, sind meistens auf eine nicht klare Erfassung des Grundgedankens zurückzuführen und richten sich unbewußt mehr gegen Mißverständnisse oder für unsere Verhältnisse nicht passende Einzelheiten Taylorscher Vorschläge, als gegen das System an sich.

Gerade jetzt, wo wir vor einer gänzlichen Umgestaltung unseres Wirtschaftslebens stehen und die ausfallende Arbeitslust und -kraft durch arbeitsparende Betriebsführung ersetzen müssen, ist diese kleine Schrift, die als Bericht des Ausschusses für wirtschaftliche Fertigung erschienen ist, außerordentlich willkommen. Denn daß der Grundgedanke Taylors nur auf Arbeitssparen durch

wissenschaftliches Durchdenken der Arbeitsmethoden hinzielt, wird hier in kurzer klarer Form entwickelt.

Diese genaue Zerlegung der Arbeitsvorgänge kommt ebenso dem Arbeitnehmer wie dem Arbeitgeber zugute. Taylor bringt eigentlich nicht grundsätzlich Neues, sondern hat nur etwas auch vor ihm schon in Deutschland Bekanntes und zum Teil Eingeführtes bis zum Ende durchdacht und in brauchbare Formen gekleidet. Bei der großen Verschiedenheit der deutschen und amerikanischen Arbeiter ist es nicht richtig, diese Formen auch ohne weiteres auf deutsche Verhältnisse anzuwenden. Wer sich mit den größeren Werken Taylors befassen will, und wer sonst mit Betriebsfragen zu tun hat, ob Industrieller, Ingenieur oder intelligenter Arbeiter, sollte auch diese Schrift lesen. Koehn.

Fluglehre. Vorträge über Theorie und Berechnung der Flugzeuge in elementarer Darstellung. Von R. von Mises. Berlin 1918. Verlag: Julius Springer. VII u. 192 Seiten. Kl. 8^o. Mit 113 Textabbildungen. Preis geheftet M. 10.—.

Da ein Forscher und Lehrer wie v. Mises und ein Verlag wie Springer sich auf dem Titelblatt der »Fluglehre« zusammenfinden, nimmt man das Buch mit hochgespannten Erwartungen zur Hand und — wird enttäuscht, als Anfänger jedenfalls angenehm, denn die Darstellung ist nicht nur, wie der Untertitel verheißt, elementar, sondern außerordentlich klar, bei aller Knappheit niemals überstürzt und von reizvoller, oft überraschender Vielseitigkeit der Auffassung und Verknüpfung. Den Fachmann freilich läßt manches unbefriedigt. Viele Betrachtungen brechen da ab, wo seine Neugierde wach wird, anderes wird aufgegriffen, kurz beleuchtet und dann für später beiseitegelegt. Auch setzt man beim Durchlesen zuweilen Fragezeichen und andere Sinnbilder kritischen Unwillens an den Rand. Der Nörgler sei jedoch auf das Vorwort verwiesen: Das Werk ist für die Ausbildung von Anfängern bestimmt, und der Verfasser erbittet »die äußerste Nachsicht des Lesers« für die Mängel infolge allzu rascher Fertigstellung. Trotzdem war das Buch während des Krieges notwendig und erwünscht, wie so viele andere halbfertige Arbeiten, und wird auch jetzt noch manchem von größtem Nutzen sein, vor allem dem, der andere in die schwierigen flugtechnischen Zusammenhänge einzuführen hat.

Im Inhalt beschränkt sich das Werk auf das Wesentlichste und Wichtigste aus der Lehre des Flugzeuges, nicht, wie man nach dem Haupttitel meinen könnte, aus der Lehre des Fliegens; es behandelt also Luftkräfte, Flügel, Luftschraube, Motor, Flugleistungen, Stabilität, Abflug usw., es dringt aber in viele Fragen tiefer ein, als ein weniger geschickter Darsteller es sich in einem elementaren flugtechnischen Lehrbuch leisten könnte.

Dem Gepräge der »Fluglehre« und dem Leserkreis, an den sie sich wendet, entspricht die Beschränkung der Literaturangaben auf eine kurze »Bücherübersicht«. Im Text ist nur einmal auf eine Quelle verwiesen, und zwar auf Eiffels Arbeiten über den Luftwiderstand, und das zu der Polarendarstellung des Deutschen Lilienthal. Dagegen sind die Forschungen und Leistungen der ersten Kriegsjahre weitgehend berücksichtigt, so daß der Abriß den Stand der Flugtechnik und Flugwissenschaft in seinen Hauptzügen vortrefflich wiedergibt. Everling.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35
Schöneberger Ufer 40, pt.

Fernsprecher:
Aml Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

a) Ordentliche Mitglieder:

Dipl.-Ing. Ernst von Löbl, Berlin, Neue Ansbacherstr. 18 II.
Hptm. z. D. Kastner, Aachen, Bismarckstr. 63.
Lt. d. R. Robert Sommer, Ziviling., Charlottenburg, Waitzstr. 12. (Ab 1920.)
Obering. Horst von Platen, Berlin-Wilmersdorf, Deidesheimerstr. 11.
Dr. phil. Hermann Borck, Berlin NW. 23, Händelstraße 5 I.

2. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Dipl.-Ing. Betz, Göttingen, zum Dr. phil.
Dr. E. Madelung, Göttingen, zum Professor.
Dr. Trefftz, Aachen, zum Professor.

3. Adressenänderungen:

Dr. Grammel, Halle a/S., Yorckstr. 11.
Dr. Ludwig Schiller, Göttingen, Theaterplatz 6.
Marinebaurat Laudahn, Berlin-Lankwitz, Meyer-Waldeckstr. 2 pt.

Gen.-Lt. Exzellenz von Nieber, Neustrelitz, Schloßstraße 7.

Prof. Dr. Hans Goldschmidt, Berlin NW. 7, Mittelstr. 2—4 III.

Dipl.-Ing. Aloys van Gries, Rheinbrohl, Hauptstr. 98.
Dr. Quittner, Wien I, Rudolfsplatz 10.

Dr. phil. Dipl.-Ing. Albert Betz, Abt.-Leiter der Modellversuchsanstalt, Göttingen, Böttingerstr. 8.

Professor Dr. E. Madelung, Lt. d. R., Göttingen, Merkelstr. 9.

Ing. Erich Offermann, Charlottenburg, Berlinerstraße 157 III.

Dipl.-Ing. Ludwig Gutermuth, Berlin W. 62, Kleiststraße 34. Pension Gubner.

Dipl.-Ing. Albert Rinne, Charlottenburg, Dahlmannstraße 2.

Hptm. von Selasinsky, Paderborn, Westernstr. 34.
Kaplt. Hormel, Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 8.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen



SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt

vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl und **Dr.-Ing. F. Bendemann**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORG BADER

Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal

A. BAUMANN

Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart

Prof. Dr. BERSON

Berlin-Lichterfelde

Dipl.-Ing. A. BETZ

Göttingen

H. BOYKOW

Linienchef-Lieutenant a. D.,
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola

Dr. R. EMDEN

Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München

Dr.-Ing. FÖTTINGER

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL

Lindenberg-Berlin

Dr.-Ing. W. HOFF

Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr. N. JOLIKOWSKY

Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau

R. KNOLLER

Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien

Dr. Dr.-Ing. V. LEWE

Referent für Flugzeugstatik beim
S.V. K. Warnemünde

Prof. Dr. v. MISES

Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden

Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK

Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL

Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg

Dr.-Ing. A. PRÖLL

Professor an der Technischen
Hochschule Hannover

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER

Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal

Dr.-Ing. H. REISSNER

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG

Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg

Ing. JOHN ROZENDAAL

Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE

Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. SCHAFFRAN

Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin

Dr. W. SCHLINK

Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig

Dipl.-Ing. SEPPELER

Berlin

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen

Dr.-Ing. O. STEINITZ

Berlin

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER

Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

29. November 1919.

Heft 22.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.25, für das Halbjahr M. 7.65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8.50. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug. Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg. S. 249.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Von Dipl.-Ing. Alfred Staribacher. S. 255.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden. S. 261.

Bücher-Besprechungen. S. 264.
Gewerblicher Rechtsschutz (Beilage).
Luftfahrt-Rundschau Nr. 5 (Beilage).

Ruder-Moment-Messungen an einem fliegenden Flugzeug.

Von Dipl.-Ing. V. Heidelberg.

(Schluß von Seite 241.)

Die Kurven der in dem Göttinger Bericht gefundenen Werte von C_n^1 , die in Fig. 11 und 12 nochmals wiedergegeben sind, zeigen einen Verlauf, dessen Charakter jenem der Eichkurve, Fig. 10, durchaus gleicht. Danach scheint die Lage des Wendepunktes vom Verhältnis der Ruderfläche zur gesamten Fläche abhängig zu sein. Bei einigen Kurven ist ein weiterer Wendepunkt bei größeren Ausschlagswinkeln angedeutet. Ob auch zwischen 0 und 5° ein Wendepunkt liegt, geht aus den Göttinger Messungen, die nur von 5 zu 5° ausgeführt worden sind, nicht hervor. Der Verlauf der Kurven läßt das jedoch durchaus möglich erscheinen.

Zahlenmäßig lassen sich die Göttinger Werte der Momente mit den in Adlershof gewonnenen wegen der verhältnismäßig großen Verstellwinkel der Göttinger Versuche nicht vergleichen. Dazu kommt, daß die Göttinger Modelle Verhältnissen zwischen Ruderfläche und Gesamtfläche von $\frac{1}{5}$ und $\frac{2}{3}$ ent-

sprechen, während es bei den vorliegenden Versuchen $\frac{2}{7}$ ist. Sucht man die Mittel zwischen den Werten für die beiden Göttinger Modelle, so erhält man Werte, die etwa dem Verhältnis $\frac{2}{7}$ entsprechen könnten. Interpoliert man aus diesen Werten geradlinig auf 2° Ausschlag, so ergeben sich Momentenwerte, deren Größenordnung durchaus den in Adlershof gefundenen entspricht; sie sind nur um etwa 10 v. H. niedriger. Nimmt man nun noch bei den Göttinger Kurven zwischen 0 und 5° einen Wendepunkt an wie bei der Adlershofer Eichkurve, so erhält man höhere Momente, und die Göttinger Werte stimmen noch besser mit der Eichkurve Fig. 10 überein. Bei geradliniger Interpolation ergeben sich aus den Göttinger Kurven folgende Modellwerte für das Flächenverhältnis 2:7:

Anstellwinkel: —12° —9° —6° —3° 0° 3° 6° 9° 12°

Moment: 71 84 76 84 82 71 69 55 46 mkg

gegenüber 90 mkg der Adlershofer Eichkurve bei 2° Ruder-ausschlag. Um etwa 10 v. H. höhere Werte als bei den Göttinger Messungen waren auch zu erwarten, weil die beiden Wirbelzöpfe bei der Messung am beiderseitig unbegrenzten, freistehenden Ruder allein den Auftrieb stärker erniedrigen müssen als der eine Wirbelzopf an der Außenseite des Querruders. Die Übereinstimmung kann deshalb als befriedigend gelten.

¹⁾ TB Bd. I, Heft 5, Taf. CLXIII und CLXIV.

Aus der Verschiebung der Kurvenscharen für den Motorflug gegen die für den Gleitflug Fig. 13 um $0,5^\circ$ Querruderausschlag erkennt man die Wirkung der Abnahme des Motordrehmomentes in 2000 m Höhe beim Übergang vom Motorflug zum Gleitflug.

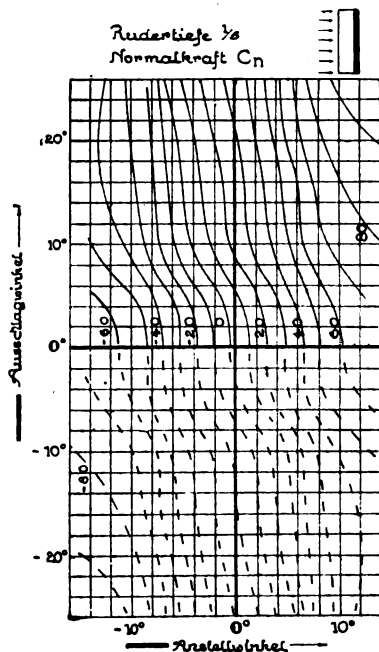


Fig. 11. TB I Tafel CLXIII.

Nach der Eichkurve, Fig. 10, entspricht $0,5^\circ$ Querruderausschlag ein rechts auftretendes Querdrehmoment von 40 mkg; doch ist das nicht etwa das gesamte Drehmoment des 200 PS-Benzmotors in 2000 m Höhe. Vielmehr kann man aus der Messung nur folgern, daß sich mit Einschluß aller Einflüsse des Motors und der Luftschraube das Flugzeug beim Übergang vom Motorflug zum Gleitflug so verhält, daß man ein Drehmoment von 40 mkg rechts einfügen muß, wenn das Flugzeug im Gleitflug die gleiche Lage behalten soll wie im Motorflug.

Besonders wichtig ist, daß man, wie Fig. 10 zeigt, durch verhältnismäßig kleine Ausschläge des Querruders ganz bedeutende Querdrehmomente auf das Flugzeug ausüben

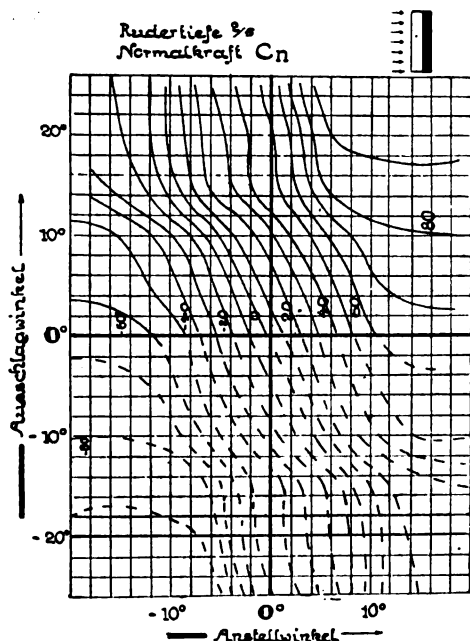


Fig. 12. TB I Tafel CLXIV.

oder umgekehrt sehr große einseitige Momente durch die Querruderausschläge leicht ausgleichen kann. Selbst bei dem größten Quermoment von 150 mkg genügen $2,8^\circ$ Querruderausschlag (bezogen auf ein Ruder). Für den Führer ist aller-

dings das längere Fliegen mit so großem einseitigen Moment ermüdend, insbesondere, wenn das Flugzeug Knüppelsteuerung hat, auch muß er Kurven nach derjenigen Seite vermeiden, auf welcher ein Moment von über 100 mkg auftritt, weil er sonst schwer aus der Kurve wieder herauskommt. Wendet man aber dieses Ergebnis auf die zweistieligen C-Flugzeuge an, deren Spannweite bei den ungefähr festen Flächentieffenverhältnissen und bei gleich hohen Flächendrücken ungefähr gleichgroß ist, und bei denen auch die Anordnung der senkrechten Stiele nicht sehr verschieden ist, so kann man folgern:

Bei Bombenflugzeugen (Nachtflugzeugen), wo ein Teil der Bombenlast unter den Tragflächen zu beiden Seiten des Rumpfes aufgehängt ist, können 100 kg unbedenklich bis zu 2 m von der Rumpfmittle aufgehängt werden, da das Flugzeug selbst beim Versagen der Abwurfvorrichtung auf einer Seite trotz der starken einseitigen Belastung nicht gefährdet wird, sondern weiterfliegen kann. Man braucht deswegen auch nicht darauf zu bestehen, daß sich die beiderseitigen Abwurfvorrichtungen gleichzeitig lösen müßten, sondern kann auch bei dieser Anordnung den Reihenwurf beibehalten. Zu empfehlen wäre jedoch, solche Flugzeuge mit selbst- oder halb-sperrender Querrudersteuerung, also mit Radsteuerung, zu versehen, damit bei einseitiger Belastung des Flugzeuges der Führer nicht zu sehr ermüdet.

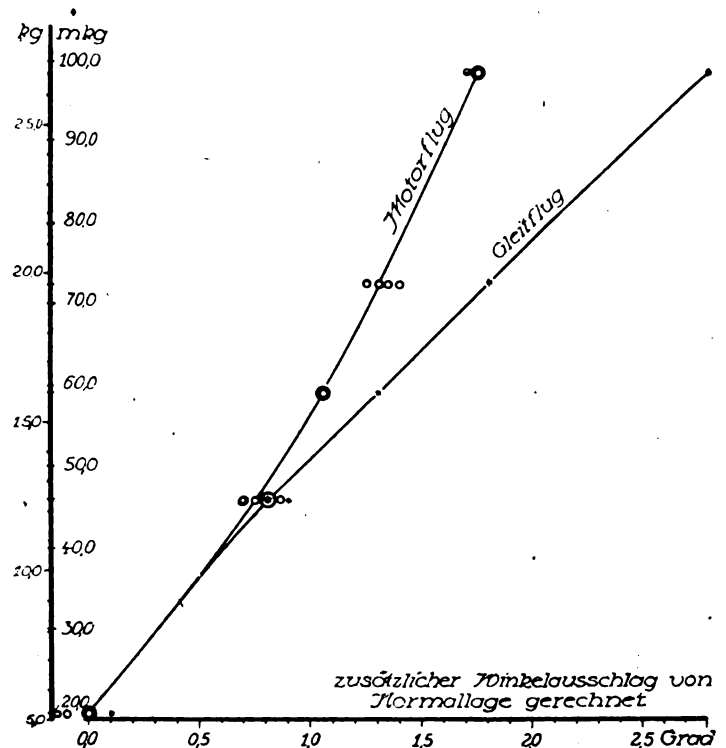


Fig. 13. Größe des Drehmomentes beim Motorflug und Gleitflug.

Daß die Eichkurve in der Mitte flacher verläuft, erklärt sich wahrscheinlich aus gewissen Wirkungen des Windschattens des vor dem Querruder stehenden Flügelteiles. Bei sehr großen Ausschlägen (nach den Göttinger Messungen über 12°) ist zu erwarten, daß der steil aufgerichtete Kurvenast umkehrt, doch liegt dieser Teil der Kurve außerhalb des praktisch möglichen Meßbereiches.

Im Anschluß an die vorstehenden Versuche ist eine Reihe von weiteren Versuchen durchgeführt worden, bei denen zum Vergleich die Verschiedenheit der Einstellungen rechts und links durch einseitiges Verstellen der Innenstiele herbeigeführt wurde. Die Ergebnisse dieser Versuchsreihe enthält die Tabelle 4. In Fig. 14 und 15 sind diese Art Verstellung und die bei den ersten Versuchsreihen benutzte Außenstielverstellung hinsichtlich ihrer Wirkung auf die Lage des Querruders beim Motorflug und beim Gleitflug verglichen.

Der Vergleich zeigt, daß einseitige Quermomente oder, was dasselbe besagt, das Hängen eines Flugzeuges wirksamer beseitigt werden kann, wenn man die Einstellwinkel rechts und links unter den Außenstielen als um gleiche Werte unter den Innenstielen verstellt. Eine Verspannung unter den Außen-

Tabelle 4.
Ergebnisse der Versuche mit veränderter Einstellung der Innenstiele (Versuchsreihe e).

Versuchsreihe	Unterschied der Einstellwinkel gegen die Normalstellung	Geschwindigkeit in der Flugrichtung km/Std	Höhe m	Art des Fluges	Höhenruder	Seitenruder	Querruder	Wassergewicht kg	Moment mkg
e)	0,0°	110	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	5,5°	4,5°	0,0°	—	—
	1,0°			Gleitflug	0,0°	2,5°	— 0,5°	—	—
				Motorflug	5,5°	4,5°	— 1,0°	—	—
	1,5°			Gleitflug	0,0°	2,5°	— 1,5°	—	—
				Motorflug	5,5°	4,5°	— 2,0°	—	—
	2,0°			Gleitflug	0,0°	2,5°	— 2,5°	—	—
				Motorflug	5,5°	4,5°	— 3,0°	—	—
	Gleitflug			0,0°	2,5°	— 3,5°	—	—	

stielen hat also größeren Einfluß auf die Querlage des Flugzeuges als die Verspannung um die gleiche Größe unter den Innenstielen, trotz der Abnahme der Auftriebskräfte nach den Flügelen.

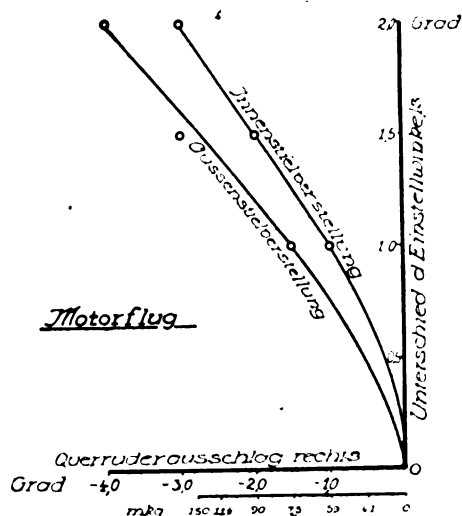


Fig. 14. Querruderausschläge während des Motorfluges bei Verstellung der Stiele.

In der Praxis betragen die Unterschiede der Einstellwinkel links zu rechts höchstens 1° von der Mitteleinstellung aus, während bei den Versuchen bis zu 2° gegangen wurde. Diese Verstellung äußert sich in starkem Verziehen der Flächen,

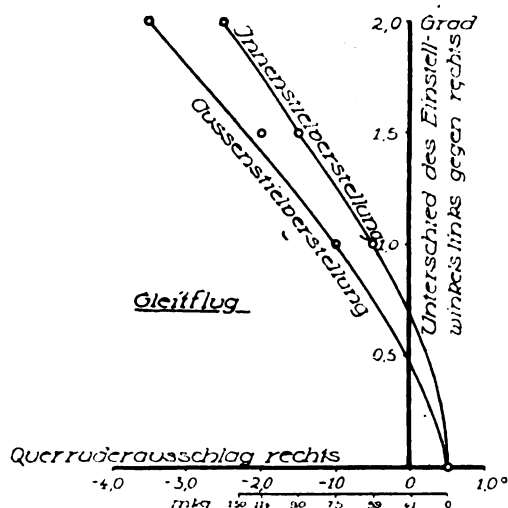


Fig. 15. Querruderausschläge während des Gleitfluges bei Verstellung der Stiele.

das mit freiem Auge deutlich wahrnehmbar ist. Schon bei 1° Verstellung unter den Innenstielen bzw. unter den Außenstielen sind die Unterschiede in den Einwirkungen auf das Querruder nicht unerheblich, da die Quermomente im ersten

Falle 75 mkg, im zweiten Falle 59 mkg betragen. Für eine Verspannvorschrift folgt daraus: Das Hängen eines Flugzeuges kann durch einseitige Änderung der Einstellwinkel unter den Innenstielen oder unter den Außenstielen behoben werden. Das zweite Mittel ist wirksamer.

In Fig. 16 ist ferner auf Grund der Ergebnisse der Versuchsreihen a) bis d) dargestellt, wie sich infolge von Quermomenten, die entweder durch Wassergewichte oder durch einseitiges Verändern der Einstellwinkel erzeugt sind, die Lage des Seitenruders ändert; die Darstellung läßt ohne weiteres erkennen, daß, die durch Wassergewichte erzeugten reinen Quermomente beim Motorflug wie beim Gleitflug auf die

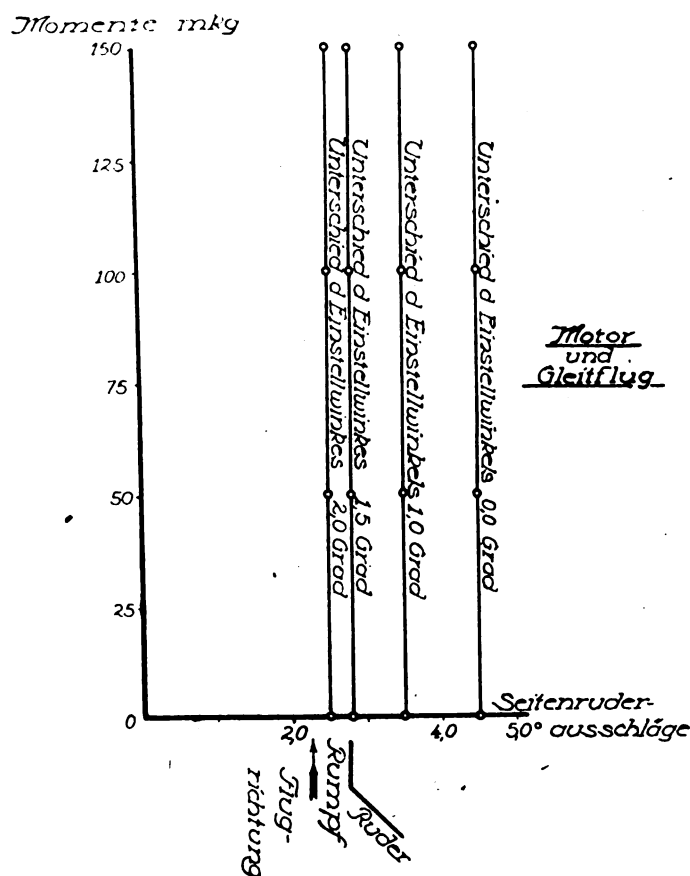


Fig. 16. Änderung der Seitenrudereinstellung bei Querrudermomenten.

Stellung des Seitenruders überhaupt nicht einwirken. Die oft geäußerte Ansicht, daß gleichzeitig mit Quermomenten, die ein Hängen des Flugzeuges verursachen, auch ein Schieben eintritt, ist also nicht bestätigt, wenn das Hängen die Folge von Gewichtsmomenten ist und durch Ausschläge des Querruders ausgeglichen wird. Diese Wirkung der Querruder ist auf die beiderseitig verbundene Betätigung zurückzuführen. Bei Querruderanordnungen, wie sie früher üblich waren, und wo jeweils nur eine Seite in Wirkung trat, die gegenüberliegende jedoch in Ruhe blieb, mußte ein Schieben wegen einseitigen Widerstandes die Folge sein.

In Fig. 17 sind wieder die Außenstielverstellung nach den Versuchsreihen a bis d und die Innenstielverstellung nach Versuchsreihe e in ihrer Wirkung auf den Ausschlag des Seitenruders miteinander verglichen. Man erkennt, daß durch einseitiges Ändern der Einstellwinkel unter den Innenstielen keine Änderung der Seitenruderlage eintritt, daß also einseitiges Ändern der Einstellwinkel unter den Innenstielen zwar ein Hängen, aber kein Schieben zur Folge hat, während beim einseitigen Ändern der Einstellwinkel unter den Außenstielen sowohl Hängen als auch Schieben erfolgt, weil dadurch die Lage der Querruder und der Seitenruder beeinflußt wird.

Für die Praxis folgt daraus: Reines Hängen eines Flugzeuges läßt sich nur durch Verändern der Einstellwinkel unter den Innenstielen beseitigen. Daß damit erneutes Schieben eintreten könnte, ist nicht zu befürchten. Zwar ist die Änderung der Einstellwinkel unter den Außenstielen ein stärkeres Mittel zur Beseitigung des Hängens, doch hat es nach dem Verspannen ein Schieben des Flugzeuges zur Folge.

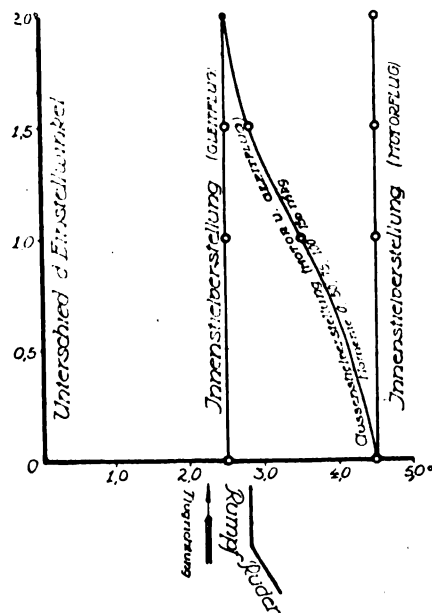


Fig. 17. Änderung der Seitenrudereinstellung bei Stielverstellung.

Fig. 17 zeigt weiter, daß infolge der Luftschraube dem Motorflug und dem Gleitflug geradeaus verschiedene Stellungen des Seitenruders entsprechen. Die Erklärung dafür liegt in der Wirkung des Schraubenstrahles auf das Seitenruder. Bei vollbelastetem Motor übt der Schraubenstrahl auf die Kielflosse ein Moment aus, das Steuerwirkungen nach links ergibt, so daß man, um geradeaus zu fliegen, mit dem Seitenruder durch ein Gegenmoment nach rechts steuern muß. Die Beobachtungen bei der Luftschraube lassen vermuten, daß der rechtsherum umlaufende Schraubenstrahl bei voller Motorleistung nach rechts hinten abweicht, ähnlich wie der Wasserstrom hinter einer stehenden umlaufenden Schiffschraube.

Messungen von Längsmomenten am Flugzeug.

Im hinteren Teil des Rumpfes, dicht beim Gleitsporn, ist ein Behälter eingebaut, der während des Fluges vom Beobachtersitz aus vollgepumpt werden kann. Dazu konnte Wasser nicht verwertet werden, da die Versuche während der Monate November und Dezember 1917 durchgeführt wurden, wo das Wasser eingefroren wäre und bei einem Zusatz von Kochsalz die Allweilerpumpe versagt hätte. Daher wurde der Behälter mit Benzin von 0,720 spez. Gewicht gefüllt. Als Hebelarm der Längsmomente gilt der Abstand der Mitte des Schwanzbehälters vom Schwerpunkt des Flugzeuges, das Wandern des Gesamtschwerpunktes nach hinten infolge der Gewichtzunahme des hinteren Behälters ist berücksichtigt. Der Einbau nebst leerem Behälter wiegt 5,2 kg, so daß die Eichkurven für das Höhenruder von diesem Punkte auslaufen. Da während der Versuche stets die gleiche Menge Betriebsstoff mitgeführt wird, so bleiben das Gesamtgewicht des Flugzeuges und die Schwerpunktlage stets gleich.

Die Einstellwinkel der Flügel sind gegenüber den früheren Versuchen auf beiden Seiten des Flugzeuges um die gleichen Winkelgrade abgeändert; hierbei ist die Schränkung der Flügel unverändert gelassen, d. h. die Flügel sind an den Austrittskanten unter den Außenstielen um ebensoviel emporgezogen

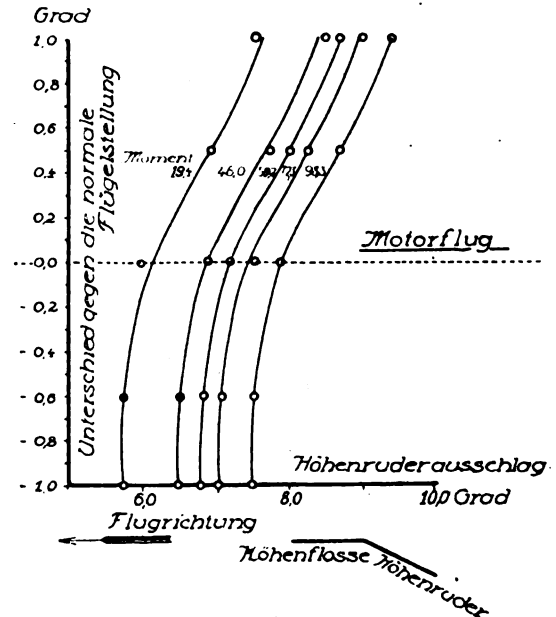


Fig. 18. Eichung des Höhenruders im Motorflug.

worden, wie sie unter den Innenstielen heruntergezogen worden sind. Die Verstellung der Flügel ist auf die von der Fabrik vorgeschriebene Einstellung der Flügelsehne gegen die Motorachse bezogen, und gegen diese Einstellung ist Flachziehen mit —, Tiefziehen mit + bezeichnet.

Die Versuche sind in ähnlicher Weise durchgeführt worden wie die früheren, nur mit dem Unterschied, daß bei diesen Versuchsreihen ständig 120 km/h Fluggeschwindigkeit aufrechterhalten wurde. Die Ergebnisse sind in Tabelle 6 zusammengestellt. Vergleicht man hiernach den Einfluß verschiedener Schränkungen der Flügelsehnen gegen die Motorachse auf die Lage des Höhenruders bei Motorflug (Fig. 18) und bei Gleitflug (Fig. 19), so fällt insbesondere der Unterschied im

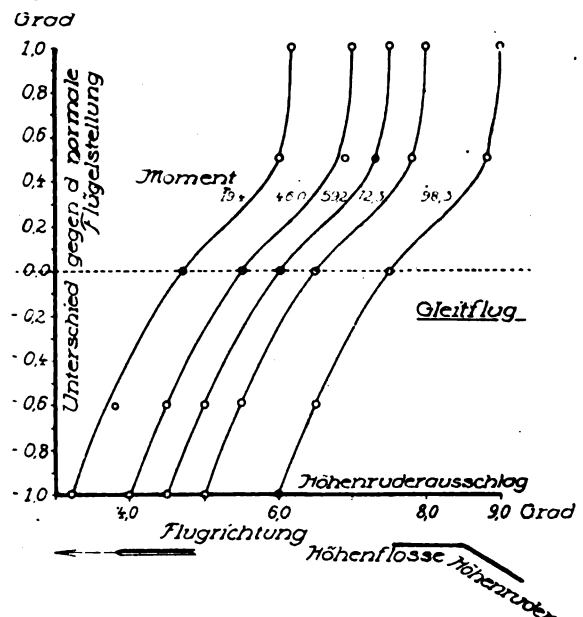


Fig. 19. Eichung des Höhenruders im Gleitflug.

Verlauf der Kurven auf. Im Gegensatz zu den Ergebnissen der früheren Versuche (Fig. 6 bis 9) sind hier die Kurvenscharen nicht parallel verschoben, sondern auch im Verlauf anders. Das bestätigt die Vermutung, daß auf die Leitwerkteile am Rumpf als Luftkräfte nicht nur die Abflußkomponente der

Tabelle 5.

Verspannung des Versuchsflugzeuges bei den Versuchsreihen f) bis k).

Versuchsreihe	Einstellwinkel in Graden																										Unterschied der Einstell- winkel gegen die Normal- stellung	V- Stellung						
	Rechter Flügel (Rippen-Nummer)																Linker Flügel (Rippen-Nummer)																	
	I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7			6	5	4	3	2	I
f)	4,0	4,5	5,0	5,5	5,8	6,2	6,5	6,8	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	6,8	6,6	6,3	6,3	6,6	6,8	7,0	7,0	7,0	7,0	6,8	6,5	6,2	5,8	5,5	5,0	4,5	4,0	+ 1,0°	+ 2°	
g)	2,5	3,5	4,3	5,0	5,3	5,5	5,8	6,2	6,3	6,5	6,5	6,5	6,5	6,4	6,3	6,2	6,2	6,3	6,4	6,5	6,5	6,5	6,5	6,3	6,2	5,8	5,5	5,3	5,0	4,3	3,5	2,5	+ 0,5°	+ 2°
h)	2,5	3,0	4,0	4,5	5,1	5,3	5,3	5,5	5,7	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,9	5,9	5,9	5,9	6,0	6,0	6,0	6,0	6,0	5,7	5,5	5,3	5,3	5,1	4,5	4,0	3,0	2,5	0,0	+ 2°
i)	2,3	2,8	3,8	3,9	4,0	4,4	4,6	4,8	4,9	5,3	5,4	5,5	5,7	5,7	5,7	5,7	5,7	5,7	5,7	5,7	5,5	5,4	5,3	4,9	4,8	4,6	4,4	4,0	3,9	3,8	2,8	2,3	- 0,6°	+ 2°
k)	1,3	2,3	3,1	3,5	3,8	4,3	4,3	4,3	4,9	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0	4,9	4,3	4,3	4,3	3,8	3,5	3,1	2,3	1,3	- 1,0°	+ 2°

Tabelle 6.

Ergebnisse der Versuchsreihen f) bis k).

Versuchsreihe	Unterschied der Einstellung rechts und links	Geschwindigkeit in der Flugrichtung km/Std.	Höhe m	Art des Fluges	Höhenruder	Seitenruder	Querruder	Wassergewicht kg	Moment mkg
f)	+ 1,0°	120	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	7,55°	4,5°	0,0°	5,2	19,4
				Gleitflug	6,20°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	8,50°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	7,00°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	8,70°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	7,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	9,00°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	8,00°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	9,40°	4,5°	0,0°		
g)	+ 0,5°	120	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Gleitflug	9,00°	2,5°	0,5°	26,8	98,3
				Motorflug	6,95°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	6,00°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	7,75°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	6,90°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	8,00°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	7,30°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	8,25°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	7,80°	2,5°	0,5°		
h)	0,0°	120	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	8,70°	4,5°	0,0°	19,6	72,3
				Gleitflug	8,80°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,00°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	4,70°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,90°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	5,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	7,20°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	6,00°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	7,55°	4,5°	0,0°		
i)	- 0,6°	120	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Gleitflug	6,50°	2,5°	0,5°	26,8	98,3
				Motorflug	7,90°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	7,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	5,80°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	3,80°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,50°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	4,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,85°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	5,00°	2,5°	0,5°		
k)	- 1,0°	120	2000 bis 2200 und 2200 bis 2000	Motorflug	7,10°	4,5°	0,0°	19,6	72,3
				Gleitflug	5,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	7,50°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	6,50°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	5,75°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	3,20°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,50°	4,5°	0,0°		
				Gleitflug	4,00°	2,5°	0,5°		
				Motorflug	6,80°	4,5°	0,0°		

Flügel und der Flächenantrieb der Höhenflosse wirken, sondern daß auch der Schraubenstrahl die Lage des Höhenruders erheblich beeinflusst. Da die Messungen im Motorflug und im Gleitflug in gleicher Höhe an denselben Tagen und bei gleicher Fluggeschwindigkeit, also bei gleichem Staudruck, vorgenommen sind, so waren in beiden Flugzuständen die

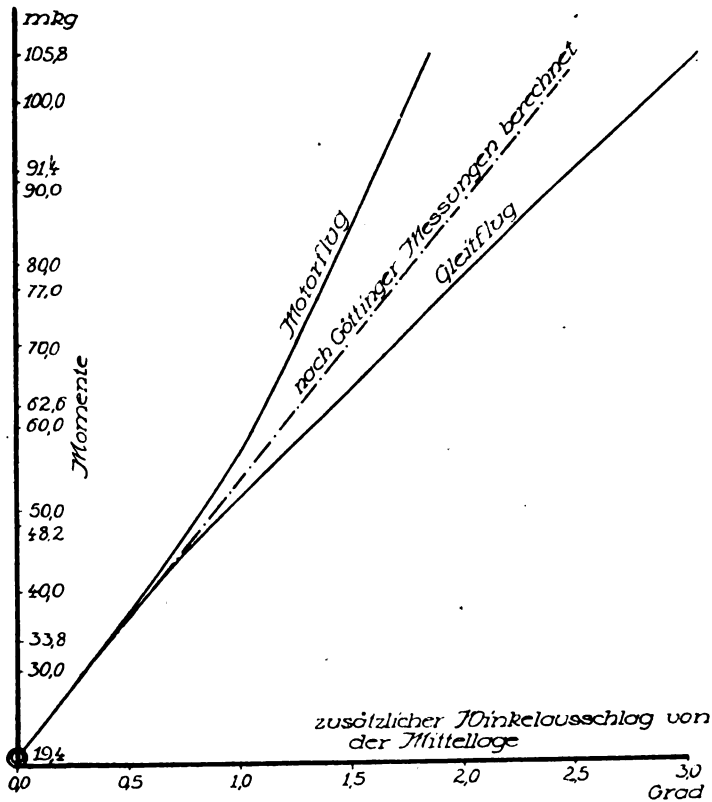


Fig. 20. Ergebnis der Eichung des Höhenruders.

Abflußkomponenten der Flügel gleich. Die Verschiedenheit der Kurven wird also dadurch hervorgebracht, daß sich die Beiwerte des Flossenauftriebes infolge der ungleichen Anstellwinkel sowie der Luftwirbel der Schraube im Motorfluge und im Gleitfluge ändern. Der Staudruck während der Versuche betrug 68 kg/m^2 . Die Anstellwinkel im Motorflug und im Gleitflug zu messen, ist nicht ganz gelungen, weil das dazu entworfene Gerät in der ersten Ausführung Mängel aufwies. Doch konnte man immerhin sehen, daß sich die Anstellwinkel während des Motorfluges und während des Gleitfluges nur sehr wenig ändern, daß man also die Änderung in der ersten Annäherung gleich Null setzen kann.

Die Eichkurven des Höhenruders (Fig. 20), die aus den Versuchsergebnissen abgeleitet sind, enthalten den Einfluß aller drei Arten von Luftkräften auf das Leitwerk und auf die Stellung des Höhenruders. Da man aus den Göttinger Messungen eine Eichkurve berechnen kann, welche den Einfluß des Schraubenstrahles nicht berücksichtigt, so bietet sich eine Gelegenheit, die praktisch gefundenen Kurven an der Hand der Göttinger Messungen nachzuprüfen und gleichzeitig festzustellen, wie weit eine zum Teil theoretisch berechnete, zum Teil auf Messungen im Windkanal gegründete Eichkurve des Höhenruders in der Praxis verwendbar ist.

Für die Berechnung der Eichkurve werden in erster Annäherung gleiche Anstellwinkel beim Motorflug und beim Gleitflug vorausgesetzt. Im vorliegenden Beispiel sind:

- Staudruck $q = 68 \text{ kg/m}^2$,
- Anstellwinkel $\alpha = \text{konst.}$,
- Abstand der Drehachse des Höhenruders vom Schwerpunkt $a = 5 \text{ m}$,
- Fläche der Höhenflosse $f = 4.13 \text{ m}^2$,
- Längsmoment infolge des Zusatzgewichtes $M_z = 19.4 \text{ mkg}$,
- Höhenruderausschlag $+ 5.75^\circ$.

Das Leitwerkmoment M_L setzt sich algebraisch zusammen aus dem Moment M_z des Zusatzgewichts und dem Moment der

Flügel M_F . Bei Gleichgewicht muß das Flügelmoment gleich Leitwerkmoment abzüglich Zusatzmoment sein, also

$$M_F = M_L - M_z.$$

Nun ist

$$M_L = C_n \cdot q \cdot f \cdot a.$$

Die Normalluftkraftzahl C_n für das Leitwerk ist ferner vom Anstellwinkel α des Leitwerkes und vom Ausschlagwinkel ϑ des Höhenruders abhängig, und zwar ist nach Göttinger Messungen:

$$C_n = C_{n_0}(\alpha) + 2.4 \vartheta.$$

$$M_L = M_F + M_z = M_F(\alpha) + C_{n_0}(\alpha) \cdot a \cdot f \cdot q + 2.4 \cdot a \cdot f \cdot q \cdot \vartheta.$$

Der Versuch ergibt, daß einem Zusatzmoment von 19.4 mkg bei -1.0° Flügelausschlag gegen die normale ein Ruderausschlag von 5.75° entspricht (s. Fig. 20). Nach $M_L = \text{konst.} = 34.2$ erhält man für zusätzliche Winkelausschläge folgende Zusatzausschläge:

$\vartheta = 0.5$	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0
$M_L = 17.1$	34.2	51.3	68.4	85.2	102.6

gerechnet von der Normallage von 5.75° ab.

Diese Momente sind zuzüglich des Anfangsmomentes von 19.4 mkg in Fig. 20 strichpunktiert eingetragen, diese Eichkurve verläuft gradlinig genau zwischen den beobachteten Kurven für Motorflug und für Gleitflug, was auf hervorragende Übereinstimmung zwischen den Göttinger Versuchen und den davon ganz unabhängigen Flugversuchen schließen läßt. Die Unterschiede zwischen der berechneten Kurve, in der die Wirkung des Schraubenstrahles auf das Leitwerk nicht enthalten ist, und den praktisch gefundenen Kurven bildet unmittelbar einen Maßstab für die Wirkung des Schraubenstrahles auf das Leitwerk im Motorflug und im Gleitflug.

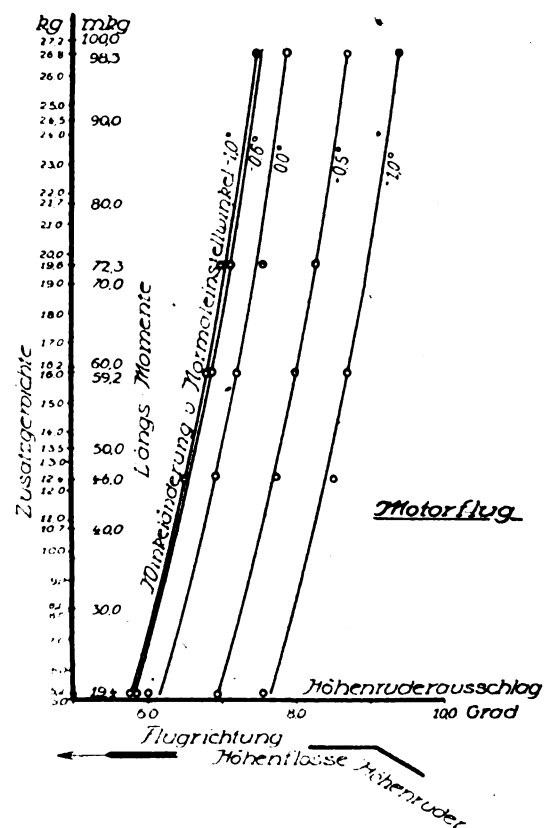


Fig. 21. Eichung des Höhenruders im Motorflug.

Die Fig. 21 u. 22 zeigen, daß die Linien der Längsmomente bei Motorflug steiler ansteigen als bei Gleitflug. Hieraus und aus den Eichkurven ergibt sich weiter, daß das Höhenruder bei gleichen Ruderausschlägen im Motorflug wirksamer als im Gleitflug ist, daß man also ein gewisses Längsmoment im Motorflug mit kleinerem Ausschlag des Höhenruders erzeugen kann als im Gleitflug. Gelingt es also bei einem steilen Sturzflug nicht mehr, das Flugzeug selbst durch den größten Ausschlag des Höhenruders aufzurichten, so kann doch noch eine

Möglichkeit dafür gegeben sein, wenn man den Motor mit voller Leistung einschaltet. Hierdurch wird auch die Flugeschwindigkeit erhöht und die Auftriebskraft der Flügel noch weiter gesteigert. Andererseits eignet sich zur Prüfung der Längsstabilität und der Längssteuerbarkeit einer Flugzeugart der Motorflug weniger als der Gleitflug. Sind die Höhensteuer falsch bemessen, so werden Abstürze zuerst bei steilen Gleitflügen eintreten; denn je größer der Ausschlag des Höhen-

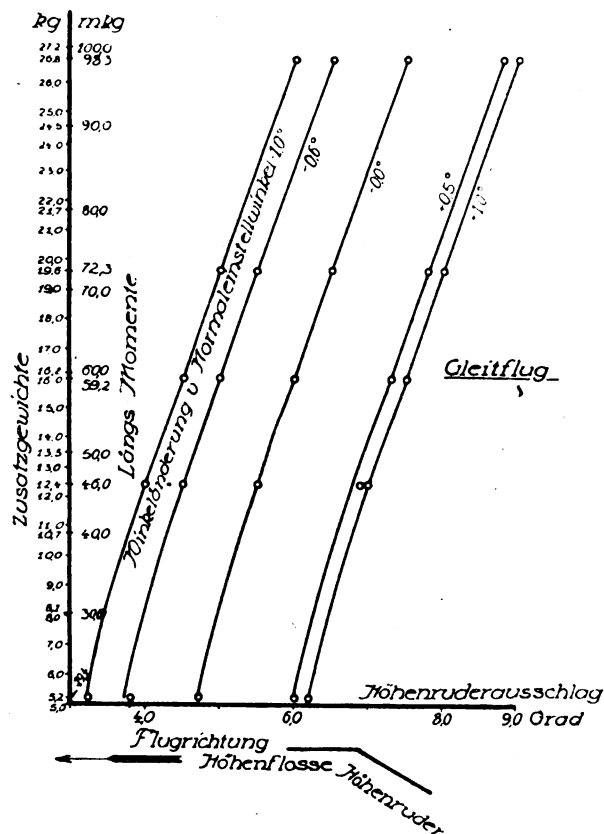


Fig. 22. Eichung des Höhenruders im Gleitflug.

ruders bei steilem Gleitflug ist, um so größer ist der Unterschied der durch das Ruder erzeugten Längsmomente (Auftriebsmomente) im Gleitflug und im Motorflug; bei gleichen Ausschlagswinkeln kann daher das Flugzeug im Motorflug noch steuerbar sein, während das erzeugte Moment im Gleitflug nicht mehr ausreicht.

Fig. 21 u. 22 lehren weiter, daß mit größeren Einstellwinkeln der Flügel die gleichen Längsmomente entsprechenden Ausschläge des Höhenruders bei gleicher Flugeschwindigkeit zunehmen. Die Wirkung ist, daß die Kurven in Fig. 22 flacher verlaufen als in Fig. 21, im Gleitflug stärker als im Motorflug. Bei gleichen Anstellwinkeln und gleicher Flugeschwindigkeit ist das Höhenruder im Motorflug stärker ausgeschlagen als im Gleitflug, d. h. das Flugzeug ist wenigstens innerhalb der Höhen bis zu 4000 m, für die die Versuche gelten, falls es im Motorflug ausgeglichen war, im Gleitflug kopflastig, und falls es im Gleitflug ausgeglichen war, im Motorflug schwanzlastig. Um diese Unterschiede im Verhalten eines Flugzeuges bei beiden Flugzuständen zu beseitigen, hat man hauptsächlich in England häufig die Höhenflosse vom Führersitz aus durch ein selbstsperrendes Handrad verstellbar gemacht. Man hat dadurch erreicht, daß man das Flugzeug bei einem bestimmten Flugzustand, entweder dem Motorflug oder dem Gleitflug, in einer bestimmten Höhe bei bestimmten Anstellwinkeln und bestimmter Flugeschwindigkeit vollkommen ausgleichen, also das Höhenruder und damit den Führer völlig entlasten kann. Sobald sich jedoch einer der Einflüsse ändert, ist das Gleichgewicht wieder gestört und kann nur durch neues Verstellen der Flossen oder durch Betätigung des Höhenruders wieder hergestellt werden. Ändern sich alle diese Einflüsse, z. B. bei steilem Gleitflug mit abgestelltem Motor, sehr schnell, so kann das gegebenenfalls dahin führen, daß der Ausschlag des Höhenruders für die

verstellte Flosse nicht mehr ausreicht. Daraus ergeben sich also gewisse Bedenken gegen verstellbare Höhenflossen; denn der Führer kann sein Flugzeug vor allem in größeren Höhen durch Verstellen der Flosse nur für einen einzigen Flugzustand ausgleichen. Die Störung dieses Ausgleiches im Augenblick anderer Betriebsart kann besonders bei Flugzeugen mit sehr starken Lagen- und Geschwindigkeitsänderungen, also namentlich bei Kampfeinsitzern gefährlich werden, insbesondere wenn, wie bei deutschen Kampfeinsitzern mit Standmotor, der Schwerpunkt infolge der Anordnung des Führersitzes und der M. G. hoch liegt. Einen Vorteil bietet die Verstellung der Höhenflossen bei solchen Flugzeugen, bei denen während des Fluges erhebliche Schwerpunktverschiebungen eintreten (Bomben vor oder hinter der Luftkraftresultanten bei Nacht-, Bomben- oder G-Flugzeugen), da nach Bombenabwurf der Führer durch Verstellen der Höhenflosse das Höhenruder wesentlich entlasten kann. Bei Flugzeugen der letzteren Art ist eine Verstellung der Höhenflosse wenig bedenklich, da sehr starke Änderungen des Flugzustandes hier nicht auftreten. Ähnliches gilt für Groß- und Riesenflugzeuge.

Zusammenfassung der Versuchsergebnisse.

1. Zweistiellige C-Flugzeuge sind gegen Querruderausschläge sehr empfindlich, es genügen kleine Ausschläge, um große, einseitig wirkende Momente auszugleichen.
2. Durch einseitige Verstellung der Einstellwinkel unter den Außenstielen und Innenstielen können große einseitige Momente erzeugt oder behoben werden. Die Verstellung unter den Außenstielen ist wirksamer. Reine Gewichtsmomente sowie Innenstielverstellungen haben kein Schieben des Flugzeuges zur Folge, im Gegensatz zu Änderungen der Einstellwinkel unter den Außenstielen.
3. Bei einer Bombenlast, die außerhalb der Flugzeugmitte unter den Flügeln aufgehängt ist, ist gleichzeitige Lösung der Bomben auf beiden Seiten nicht erforderlich.
4. Einen erheblichen Einfluß auf die Stellung und die Wirkung des Höhenruders hat der Schraubenstrahl des vollbelasteten Motors. Das Höhenruder ist im Motorflug empfindlicher als im Gleitflug.
5. Verstellbare Höhenflossen sind für D-Flugzeuge sowie leichte C-Flugzeuge bedenklich, dagegen empfehlenswert für G- und R-Flugzeuge, bei denen Schwerpunktverschiebungen während des Fluges auftreten.
6. Windkanalmessungen geben für die Querruder etwa um 10 v. H. zu kleine Werte, sind jedoch sonst ohne weiteres zutreffend, für das Höhenruder sind die Ergebnisse solcher Kanalmessungen als Mittelwerte zwischen dem Motorflug und dem Gleitflug anzuspochen.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

(Fortsetzung von Seite 236.)

Der Grund für die große Verschiedenheit der Gehäuse des älteren und neueren Isotta-Fraschini liegt in der Verschiedenheit der Schmiersysteme der beiden Bauarten. Während nämlich der ältere Isotta-Fraschini ein kombiniertes Druck-, Tauch- und Schleuderschmiersystem aufweist, hat das neuere Modell reine Druckschmierung. Wie die Schmierung des älteren Isotta-Fraschini dem Wesen nach durchgeführt ist, zeigt Fig. 24. Die Untersuchung derselben gestaltete sich infolge der Beschädigung des zur Verfügung stehenden Motors zum Teil recht schwierig, doch konnten ihre Besonderheiten im Zusammenhange erfaßt werden. In der Zeichnung Fig. 24 mußten aber viele Einzelheiten nach Gefühl und Wahrscheinlichkeit rekonstruiert werden, so daß sie keinen Anspruch auf unbedingt getreue Wiedergabe erheben kann; auch ist diese Zeichnung nicht maßstabrichtig. Scheinbar war für den Konstrukteur dieses Motors größte Sicherheit in bezug auf die Schmierung von ausschlaggebender Bedeutung. Es ist nämlich für die drei Hauptlagerstellen, also für die Kolbenbolzenlager, für die Wellenlager und für die Kröpfungslager doppelte Schmierung, sozusagen Reserve-schmierung vorgesehen, und zwar weisen die Wellenlager

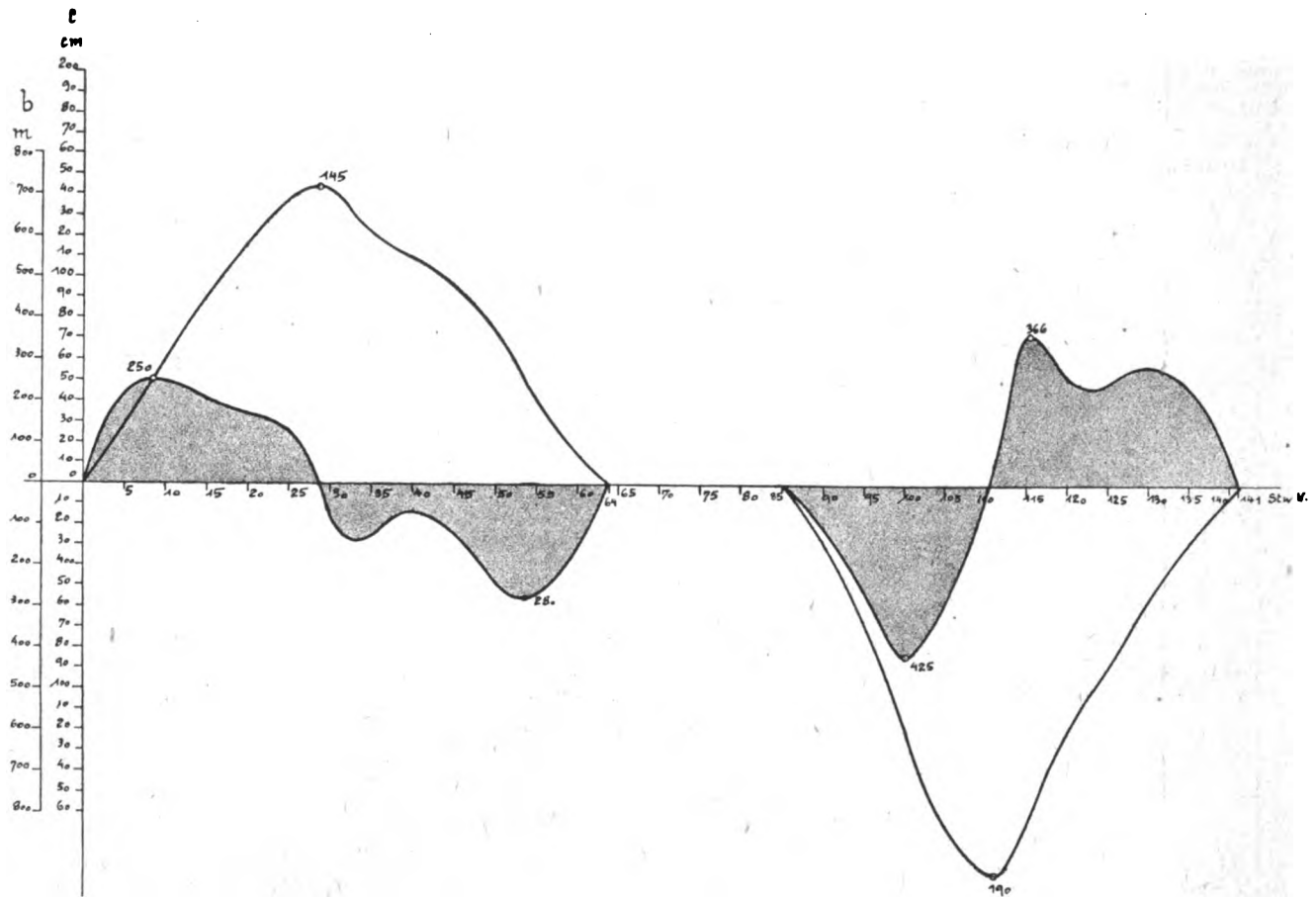


Fig. 16.

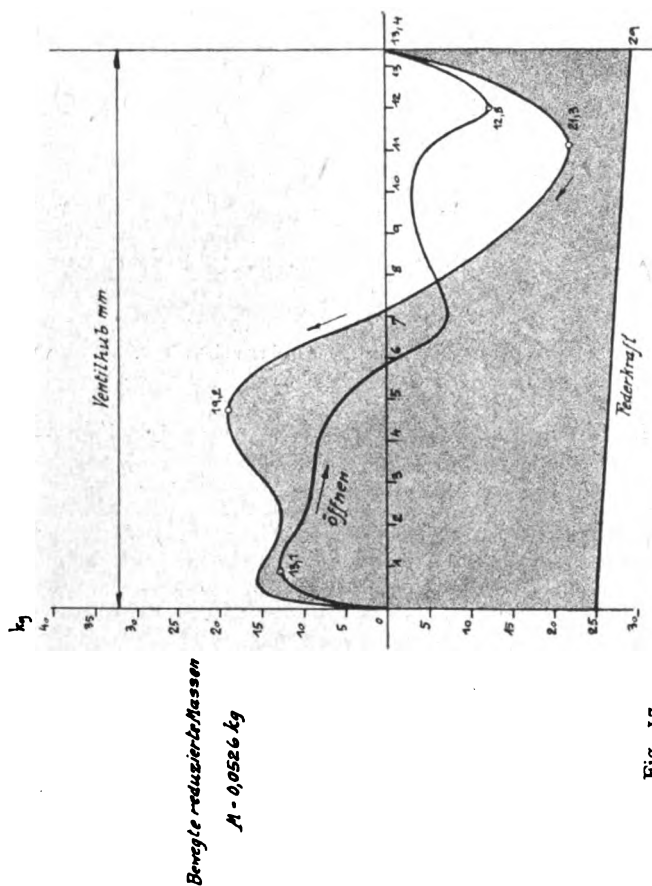


Fig. 17.

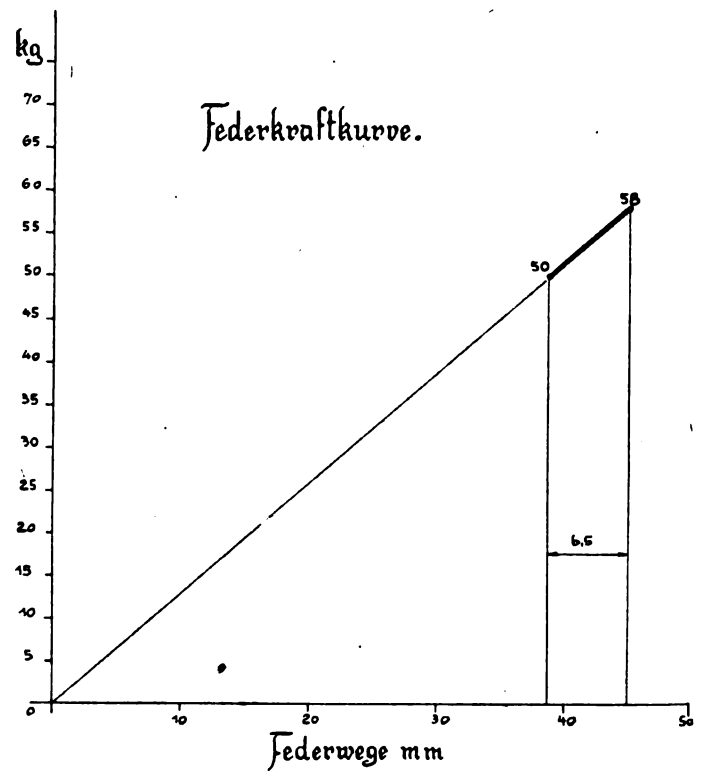
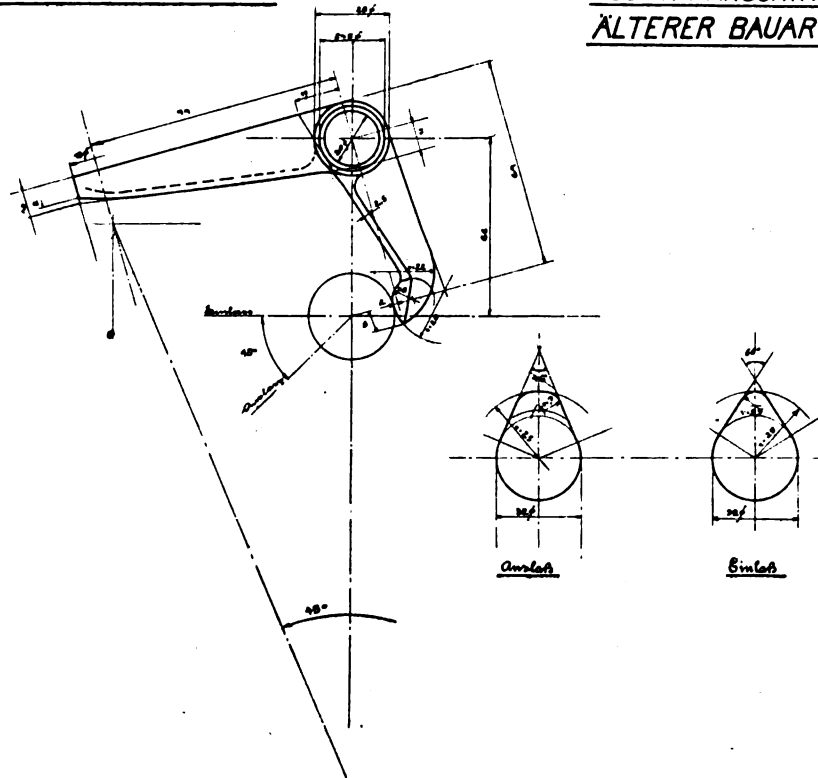


Fig. 18.

STEUERHEBEL U. NOCKENFORM.

ISOTTA-FRASCHINI.
ÄLTERER BAUART.



Zeichn. XVII.

normale Druckschmierung auf und erhalten als Reserve-schmierung Spritzöl aus besonderen Ölrinnen. Den Kröpfungs-lagern wird sowohl durch Druck als auch durch Tauch-schmierung Öl zugeführt, die Kolbenbolzenlager bekommen einerseits Schleuderöl durch die hohle PleueStange, anderseits Spritzöl vom Kolbenboden her.

Der Gehäuseunterteil des Motors ist als Ölbehälter aus-gebildet und durch zwei Bleche *A* teilweise abgedeckt. An der untersten Stelle befindet sich ein zylindrisch geformter Teil *B* mit seitlicher Öffnung, wodurch die Vermutung nahegelegt

pumpe angeschlossen war) mit der 1,25fachen Tourenzahl des Motors angetrieben worden sein dürfte.

Das von dieser Pumpe gelieferte Drucköl geht durch die Leitung *H* zunächst in das horizontale Rohr *I*, außerdem weiter in ein zweites im Gehäuseoberteil befindliches horizontales Rohr *K*. Der Übergang in die Ölleitung der oberen Gehäuse-hälfte erfolgt in der Dichtungsfuge *J*. Das Leitungsrohr *I* führt das Öl der Tauchschmierung zu. Es ist aus Messing und in das Aluminiumrohr *L* eingegossen, welches mit den Ölschöpfmulden *M* ein Stück bildet. Diese Mulden sind um

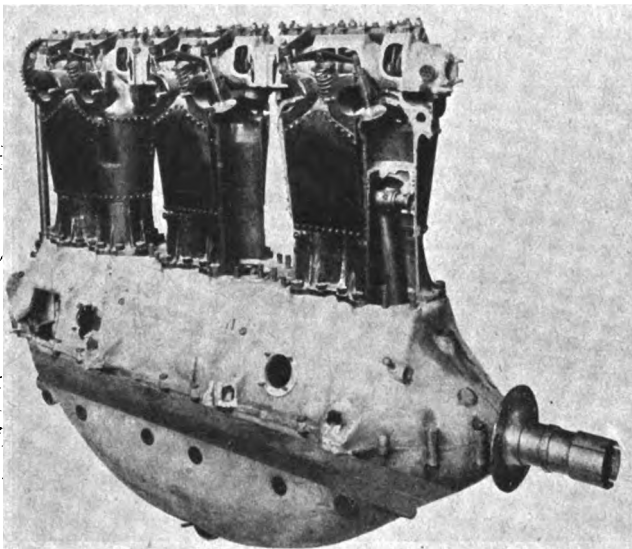


Fig. 19.

ist, daß sich darin ein zylindrisches Sieb *C* befand, welches durch einen Deckel *D* befestigt wurde. Aus diesem Deckel dürfte dann eine Ölleitung *E* entweder direkt oder über einen Ölkühler zu einer Zahnradölpumpe *F* geführt haben, welche durch eine senkrechte Welle *G* (an welche seitlich auch die Wasserpumpe und vielleicht der Tourenzähler oder die Luft-

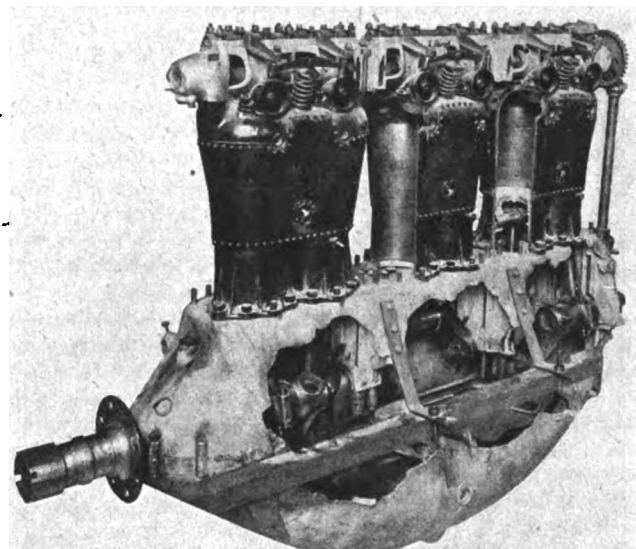


Fig. 20.

die Achse von *I* drehbar und werden mittels zweier an den beiden Mulden angebrachten Stellschrauben *N* fixiert.

Der Ölzufluß erfolgt in jede Mulde separat durch je eine Düse, deren Querschnitt durch einen Kegel *O* eingestellt werden kann. Dies läßt sich durch Öffnungen *P* von außen bewerkstelligen. Es ist ungewiß, ob auf der gegenüberliegenden

Seite des Untergehäuses Schaulöcher o. dgl. angebracht waren, da diese Seite verbrannt ist. Um ein Herausspritzen des durch die Düse eingetretenen Öles aus der Mulde hintanzuhalten, sind Aluminiumbleche *R* vorgesehen.

In die Mulde *M* tauchen die Löffel der Pleuelstangen und bringen das Öl unter einem gewissen, durch die Geschwindigkeit hervorgerufenen Druck den Pleuelstangenlagern zu. Behufs Verteilung des Öles sind auf beiden Hälften der Lagerschalen gekreuzte Schmiernuten angeordnet.

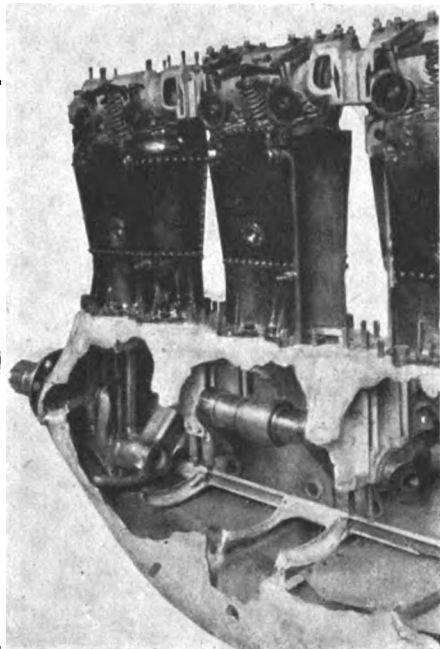


Fig. 21.

Das im oberen Gehäuseeteil befindliche Rohr *K* versorgt durch Abzweigungen *S* die einzelnen Wellenlager mit Öl, und zwar wird dasselbe einer Ringnut *T* zugeführt, welche in einem Bogen von 90° die obere Lagerschale umgreift. Das Öl tritt durch vertikale Bohrungen von oben, also an der Stelle geringsten Druckes, ein. Welche Form hier die Ölverteilungs-nuten besitzen, konnte nicht festgestellt werden, da sämtliche Lager durch Brand ausgeschmolzen sind.

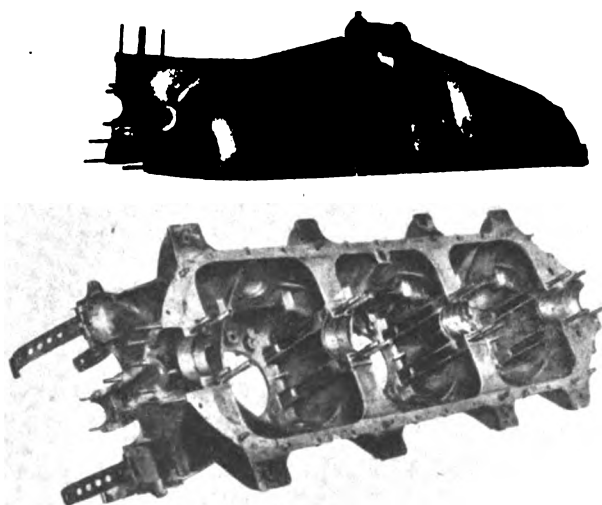


Fig. 22.

Als Reserveschmierung für die Wellenlager dient eine Art Spritzölschmierung, indem das im Gehäuse verspritzte Öl in besonderen Ölrinnen *U* gesammelt wird, welche am Gehäuse-oberteil angegossen sind. Aus diesen fließt es durch die Bohrungen *V* in die Fangnuten der Kurbellager und kann von da aus verteilt werden.

In die Kröpfungslager gelangt außer dem Öl, welches die Tauchschmierung liefert, auch Drucköl, und zwar durch Bohrungen in der hohlen Kurbelwelle, welche in ähnlicher Weise wie beim 100 PS-Mercedes angeordnet sind.

Von den Kröpfungslagern aus kann das Öl durch entsprechende Bohrungen auch in die hohlen Pleuelstangen eintreten. Eine gewisse Ölmenge wird infolge der hin und hergehenden Bewegung der Stange auch zu den Kolbenbolzenlagern gelangen. Doch ist diese Schmierung keine Druckschmierung mehr wie beim 100 PS-Mercedes, wo ein separates Druckrohr zum Kolbenbolzen hinaufführt, sondern es sind im Gegenteil am unteren Teil der Stange zu beiden Seiten Bohrungen angebracht, welche ein übermäßiges Anfüllen des Stangeninneren mit Öl verhindern werden.

Wie die Skizze zeigt, ist das Pleuelstangenauge auch gegen den Kolbenboden hin offen und kann von dort aus Schleuderöl erhalten.

Aus dem Vorhandensein von Stiftschrauben auf den Angüssen *X* des Gehäuseoberteiles wurde geschlossen, daß an diesen Schrauben Spritzbleche *W* befestigt waren, welche die Zylinderöffnungen verdecken und nur einen Schlitz für die pendelnde Pleuelstange freilassen. Das Anbringen solcher Bleche ist bei Verwendung von Tauchschmierung, welche sehr stark spritzt, zweckmäßig, um ein Überölen der Zylinder zu verhindern.

Das Ölleitungsrohr *K* speist auch die vertikale Steuerwelle durch das Rohr *Y*. Das Öl durchläuft die hohle Steuerwelle

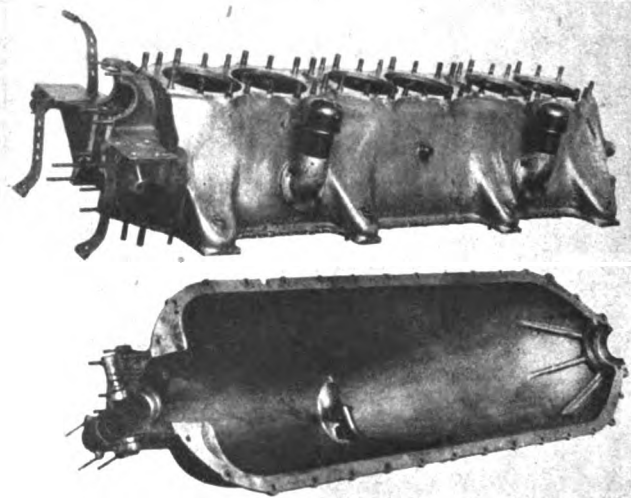


Fig. 23.

und tritt von dort durch entsprechende Bohrungen an den betreffenden Schmierstellen aus. Die Lager der Schwinghebel erhalten Spritzöl, welches durch Bohrungen der Nocken ausgeschleudert wird und von den Lagerdeckeln abprallt. Das im Steuerwellengehäuse angesammelte Öl fließt einerseits durch die Leitung *Z*, andererseits durch die hohle vertikale Steuerantriebswelle wieder in das Gehäuse zurück.

Zusammenfassend ist zu sagen, daß die Durchführung der Schmierung beim älteren Isotta-Fraschini eine Kombination von Druck- und Schleuderschmierung darstellt. Die Schmierung sämtlicher Lager ist nach zwei voneinander unabhängigen Arten durchgeführt, wobei die Schleuderschmierung als die Reserveschmierung aufgefaßt werden kann.

Die Schmierung des neueren Isotta-Fraschini ist, wie schon bemerkt, eine reine Umlauf-Druckschmierung ohne besondere Eigenheiten und gleicht der bei unseren Motoren angewendeten, wobei auch die Kolbenbolzen Drucköl durch ein besonderes, im Innern der Pleuelstange liegendes Ölrohr erhalten. Als Ölpumpe wird eine Zahnradpumppe verwendet, deren Aussehen und Konstruktion aus den Fig. 25 und 26 und aus der Zeichn. XV u. XVI, Pos. 66 bis 74 ersehen werden kann. Das Gehäuse der Pumpe ist aus Bronze, die Räder aus Stahl, und die ganze Pumpe zeigt sehr schöne Werkstättenarbeit, wie überhaupt der ganze Motor, besonders das Lizenz-

ÖLUMLAUF DES ISOTTA-FRASCHINI- [D. 130 H. 180] FLUGMOTORS.

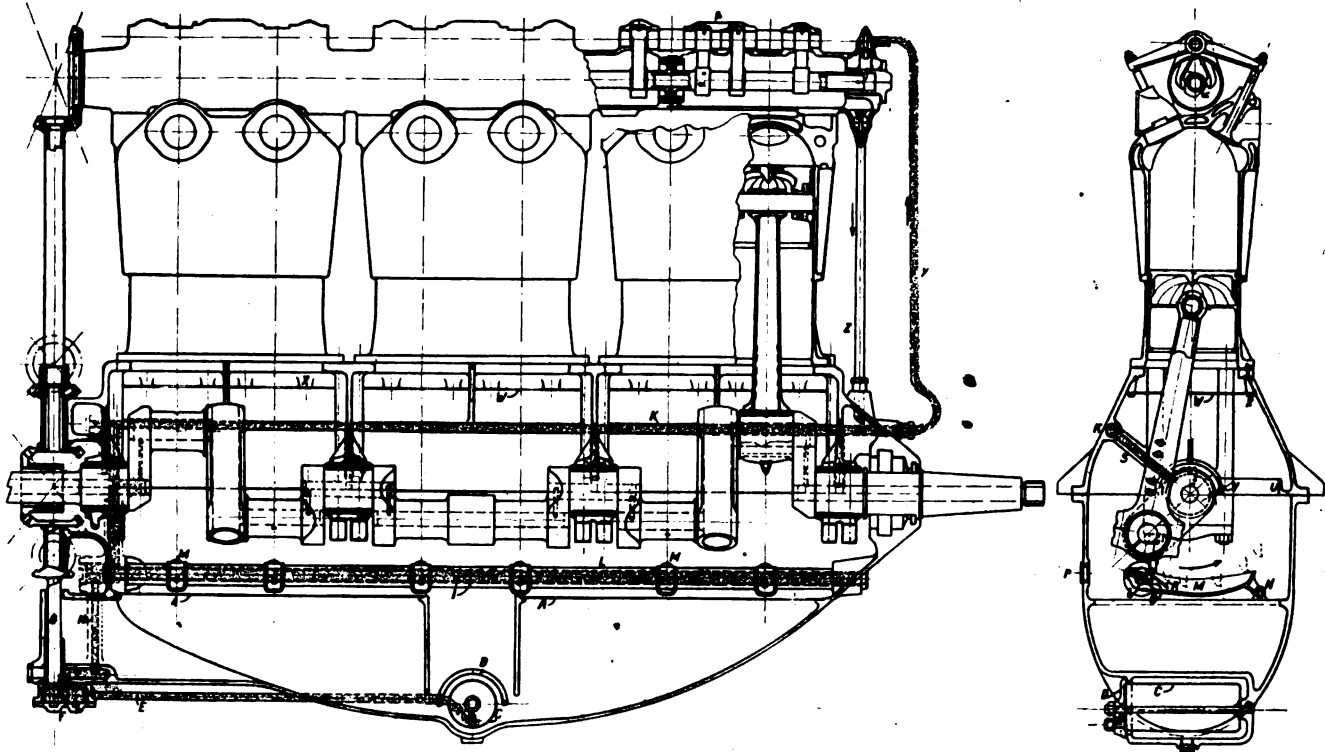


Fig. 24.

fabrikat der Firma Franco Tosi, auch in bezug auf Werkstättenarbeit, auf einer sehr hohen Stufe steht. Eigenartig für die Ölpumpe und für die Rohrleitungen des Motors ist die Durchführung der meisten nicht elastischen Rohranschlüsse. Es sind nämlich, wo nur irgend möglich, Rohranschlüsse mit Flansch und Überwurfmutter vermieden. Der Anschluß der Rohre ist, wie aus vielen Abbildungen hervorgeht, so bewirkt,

Erwähnenswert für die Schmierung ist noch, daß ein besonderer Ölkühler angeschlossen werden kann.

Ein sehr bemerkenswertes Detail ist bei der vertikalen Antriebswelle verwendet. Da die Längenausdehnung der Zylinder durch die Wärme während des Betriebes eine andere ist als die der vertikalen Antriebswelle, so könnte es leicht zu einem unrichtigen Kämmen der Kegelräder an der Steuerwelle und vertikalen Antriebswelle kommen. Aus diesem Grunde ist die vertikale Antriebswelle nicht aus einem Stück, sondern geteilt und die beiden Teile durch eine axiale nachgiebige Hülsenkuppelung verbunden. Die tatsächliche Ausführung dieses Details zeigt die Zeichn. XVIII, Pos. 78 bis 80,

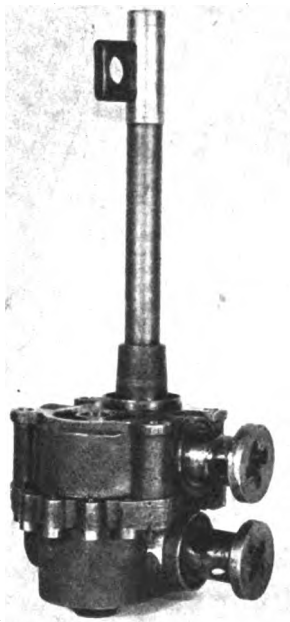


Fig. 25.



Fig. 26.

daß das Rohrende mit einer Dichtungsleiste an der Anschlußstelle aufsitzt und durch einen zentralen Bolzen angepreßt wird. Diese Konstruktion ist unter anderm außer bei der Ölpumpe auch beim Anschluß der Saugrohre und der Kühlwasserzu- und -ableitungsrohre an die Zylinder verwendet und hat neben der Billigkeit den Vorteil leichter Zugänglichkeit, rascher Montierbarkeit und geringen Platzbedarfes.

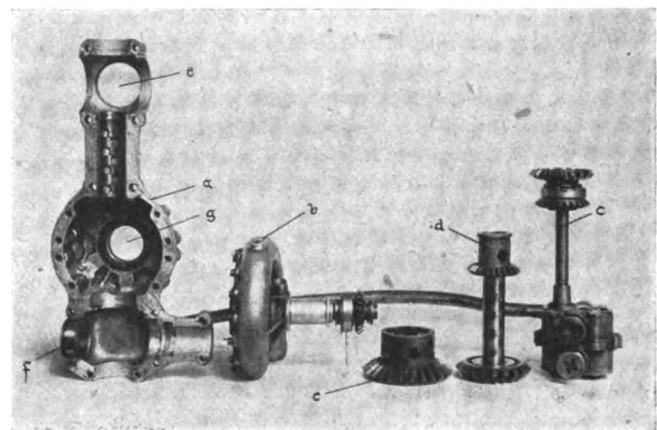
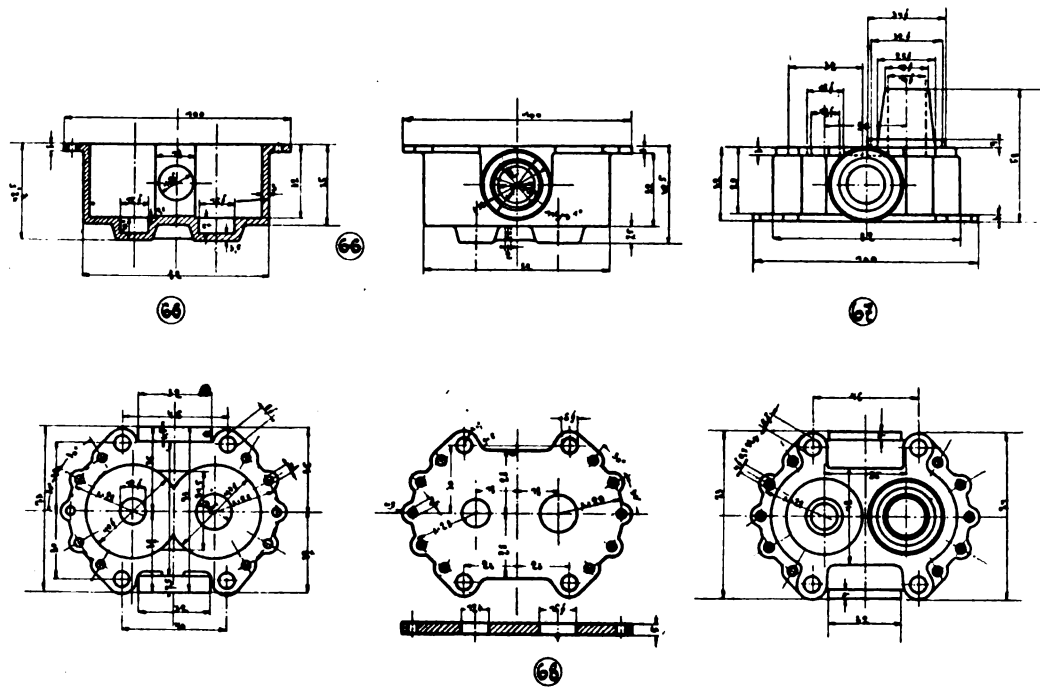
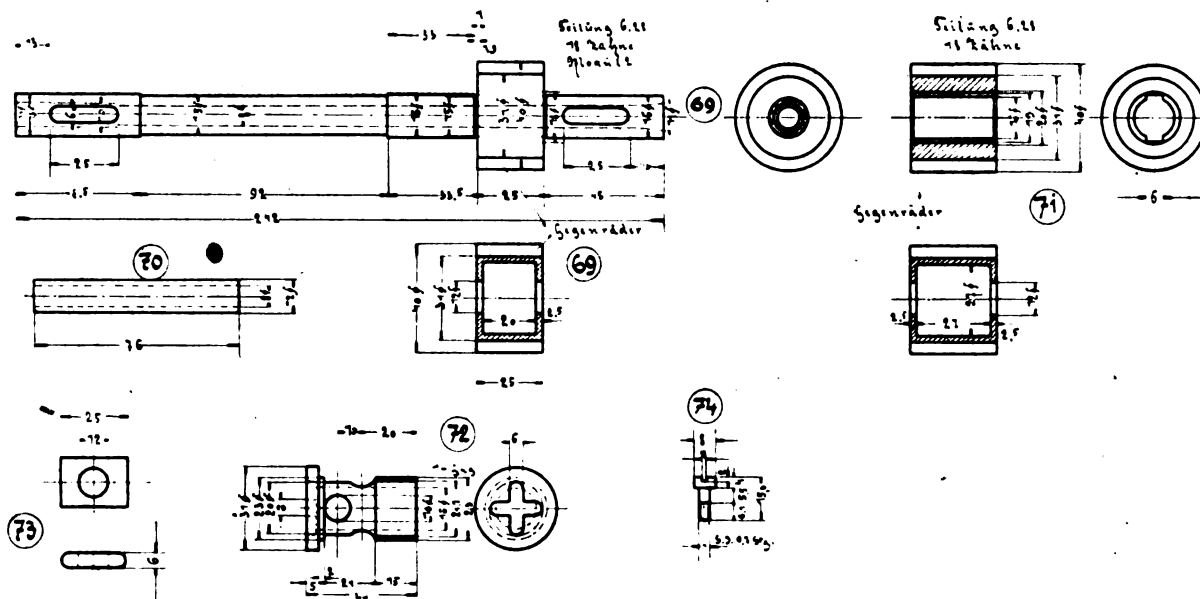


Fig. 27.

die die vertikale Antriebswelle des älteren Isotta-Fraschini darstellt. Die Antriebswelle des neueren Isotta-Fraschini ist genau die gleiche. Den unteren Teil samt der mit ihm aus einem Stück hergestellten Kuppelungshülse zeigt außerdem Fig. 27. d. Fig. 27. a zeigt die aus einem Stück gegossene, abnehmbare Hälfte des Lager- und Rädergehäuses der Nebenapparate des Motors, wie Wasser- und Ölpumpe und Magnete. Wie die Anordnung dieser Apparate getroffen ist, geht aus Fig. 3 und Zeichn. XXI hervor. Zu erwähnen ist nur, daß in Fig. 27 das Kegelrad c das auf der Kurbelwelle sitzende Antriebsrad für die vertikale Antriebswelle und die Neben-

GEHÄUSE DER ÖLPUMPE DES 150-160 PS ISOTTA-FRASCHINI MOT.

Zeichn. XV.

INNENTEILE-ÖELPUMPE DES 150-160 PS ISOTTA-FRASCHINI MOT.

Zeichn. XVI.

apparate ist. Die Öffnung *l* dient zur Aufnahme des in Fig. 28 dargestellten Tachometeranschlusses, während die gegenüber dem Wasserpumpenantrieb gelegene Öffnung *f* bei dem abgebildeten Motor durch einen Deckel verschlossen war. Möglicherweise ist diese Öffnung von den Konstrukteuren für die spätere Unterbringung des Radioantriebes, einer Benzinpumpe o. dgl. vorgesehen worden. An einem der dem Verfasser zur Verfügung gestandenen Motoren war auch eine Luftpumpe angebracht, die von dem bei *g* in Fig. 27 herausragenden Kurbelwellenende angetrieben wurde. Die Konstruktion der Luftpumpe ist aus Fig. 29 und Zeichn. XXII zu ersehen, paßt jedoch in ihrer ganzen Ausführung mit der hohen Tourenzahl und dem großen Antriebsexzenter nicht recht zu dem sonst so einwandfrei konstruierten Motor, so daß die Vermutung naheliegt, daß sie erst später an dem Motor angebracht worden ist.

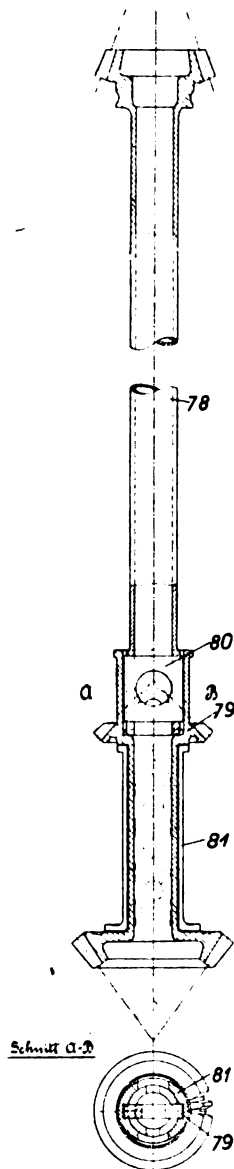
Die Vergaser des Motors sind Zenithvergaser mit Benzinspareinrichtung. Diese Benzinspareinrichtung besteht, wie bekannt sein dürfte, aus einem Verbindungskanal zwischen dem Düsenraum des Vergasers und dem Schwimmergehäuseinnern, der durch ein Absperrorgan mehr oder weniger geöffnet oder auch vollständig abgesperrt werden kann, je nach der Höhe, in der sich der Motor befindet. Es kann nämlich durch diese Einrichtung der Druck auf den Benzinspiegel des Schwimmergehäuses in den Grenzen zwischen dem Druck der umgebenden Luft und dem Saugdruck im Düsenraum nach Belieben variiert werden und damit die vom Motor angesaugte Benzinmenge bzw. das Gasgemisch in geringen Grenzen der Höhenlage des Motors angepaßt werden. Unmittelbar an den Düsenraum des Vergasers ist ein durch das aus den Zylindern kommende Kühlwasser gewärmtes doppelwandiges Saugrohrstück angeschlossen. Dieses Saugrohrstück ist in Fig. 30 dar-

gestellt. Es ist aus Aluminium gegossen und besitzt innen einen eingewalzten Kupfermantel, der die Wärme des durchfließenden Kühlwassers leicht an das Gasgemisch abgibt.

Die Wasserpumpe, die in Fig. 27, c und Zeichn. XIV, Pos. 59 bis 65 dargestellt ist, ist, wie aus ihrer Fördermenge

Zeitliche Steuerwelle.

Doppel-Grashof-Motor
älterer Bauart.



Zeichn. XVIII.

im Diagramm Fig. 1 zu erschen ist, sehr reichlich dimensioniert, wobei noch zu bemerken ist, daß die in diesem Diagramm angegebenen Fördermengen möglicherweise niedriger sind als im normalen Betrieb, da sie unter Zuhilfenahme eines stark drosselnden Wassermessers festgestellt wurden.

(Fortsetzung folgt.)

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung von Seite 242.)

Zu dem Verhältnis und dem Zusammenarbeiten von Fluglehrern und Flugschülern.

Das Verhältnis und Zusammenarbeiten von Fluglehrer und Flugschüler hat derart zu sein, daß zwischen beiden volles Vertrauen bestehen kann. Für den Fluglehrer ergeben sich daraus die Forderungen, daß er auf dem Flugplatz und nicht minder in seiner sonstigen Lebensführung dem Flugschüler als Vorbild dienen kann. Daraus ergibt sich die während des

Krieges und auch vorher nicht genügend beachtete Forderung, daß der Fluglehrer über die Grundkenntnisse des Flugzeugbaues sowie über die Grundlage des Fliegens richtige Anschauungen haben muß. Es darf in Zukunft nicht mehr möglich sein, daß ein Fluglehrer seinen Schülern erzählt, das Flugzeug werde vom Propellerwind getragen (!), was auf der Militärflogerschule einer großen deutschen Flugzeugfabrik möglich gewesen ist. Da sonst ein dem Lehrer hierin überlegener Schüler nur schwer in der Lage sein wird, wirkliches Vertrauen zu seinem Lehrer zu finden, und dieser dann seiner Aufgabe nicht voll gerecht zu werden vermag, erscheint es als Aufgabe der maßgebenden Stellen, entsprechende Maßnahmen zu treffen, sobald eine Ausbildung von Flugzeugführern für Deutschland überhaupt wieder einmal in Betracht kommt. Jedenfalls spielt für die bevorstehende Entwicklung des Flugwesens nicht mehr die Quantität der Flugzeugführer dieselbe Rolle wie im Kriege, sondern in erster Linie kommt die Qualität in Frage. Jeder einzelne Flugzeugführer muß in Zukunft in der Lage sein, mit seinen Erfahrungen aus der fliegerischen Praxis in sachlicher Weise dem Konstrukteur an die Hand zu gehen. Hier vorarbeitend und ergänzend zu wirken ist die Hauptaufgabe der bestehenden flugtechnischen Vereine sowie der technischen Lehranstalten und Hochschulen, an denen die Flugtechnik bisher noch stiefmütterlich behandelt wurde, obwohl ihr gerade in diesen schwersten Stunden energischste Förderung gebührt. Die Vorbedingungen erscheinen hierfür durchaus vorhanden.

Für den Schüler ist die erste Bedingung im Verhalten zu seinem Lehrer, daß er sich ihm für die Zeit der Ausbildung unbedingt unterordnet. Jede Abweichung bedeutet eine Störung in der Ausbildung. Es hat auch dann nicht zu geschehen, wenn sich der Flugschüler seinem Lehrer irgendwie überlegen fühlt; in der Ausübung des Fliegens bleibt während der Ausbildung der Lehrer dem Schüler überlegen. Wichtig erscheint, daß der Schüler auch dann noch auf dem Platze zugegen ist, wenn er selbst bereits seine Schulflüge gemacht hat. Er kann vom Zusehen außerordentlich viel lernen und für seinen Lehrer, nach Beendigung dessen Tätigkeit, zwecks Besprechung der Flüge zugegen sein. Letzteres empfiehlt sich regelmäßig nach dem Schulbetrieb vorzunehmen. Für die Freude des Lehrers an der Ausbildung eines Schülers ist dessen allgemeine Lebensführung oft mitbestimmend.

Wie der Lehrer die Ausbildung eines Schülers im einzelnen handhaben wird, richtet sich ganz nach dessen individueller Veranlagung sowohl hinsichtlich der Dauer der Ausbildung als der Reihenfolge, in der er vorgeht. Das Gefährlichste von seiten des Lehrers ist ein Drängen bei der Ausbildung, wie es zur Zeit der Ausbildungsprämien im Kriege vorgekommen ist. Die Gründlichkeit und Sicherheit der Ausbildung leiden darunter außerordentlich. Ein Übereifer eines Flugschülers pflegt durch die Eigenart des Flugschulbetriebes und Fliegers mit der Parole »Warten« in der Regel in ruhigere Bahnen gelenkt und in zielbewußtes, ruhiges Streben verwandelt zu werden.

Den Alleinflug lasse man, da eher mit einem sicheren Erfolg nicht gerechnet werden kann, erst dann vornehmen, wenn der Schüler ungefragt sich für diesen fähig erklärt, und auch da nur unter der Voraussetzung, daß außer dem Lehrer ein zweiter, ein oder mehrere Male prüfender Lehrer den Schüler für fertig ausgebildet hält. Von dem Vertrauen der Allgemeinheit zum Flugzeug hängt in hohem Maße dessen Zukunft ab. Dieses kann nur gewonnen werden, wenn alles geschieht, was Unfälle beim Fliegenlernen und Fliegen nach Möglichkeit ausschaltet. Diese Forderung erscheint so wichtig, daß eine gesetzliche Regelung einiger Fragen des Flugschulbetriebes im Interesse der Weiterentwicklung des Flugwesens ratsam erscheint. Es soll hiermit jedoch nicht verkannt werden, daß Deutschland für geraume Zeit über ausreichende, sogar überreichliche, fertig ausgebildete Flugzeugführer mit reichen Erfahrungen verfügt und einige Zeit bis zur möglichen Wiederaufnahme des Flugschulbetriebes vergehen wird. Es hat sich als zweckmäßig herausgestellt, den Tag des Alleinfluges dem Schüler nicht lange vorher festzusetzen, sondern bei günstiger Gelegenheit unmittelbar im Anschluß an den Schulbetrieb die ersten Alleinflüge vornehmen zu lassen. Als Zeiten wird man mit Rücksicht auf die atmosphärischen Verhältnisse hierzu die Morgen- und Abendstunden vorziehen

und Tage mit geeigneter Witterung wählen. Während der Vornahme von ersten Alleinflügen ist es ratsam, den übrigen Schulbetrieb zunächst ruhen zu lassen, um den Schüler nicht durch andere Maschinen in der Luft oder beim Landen zu stören. Dies setzt eine gegenseitige Rücksichtnahme aller Fluglehrer und aller Flugschüler voraus.

Das Umschulen auf besondere Typen.

Das Umlernen vom speziellen Schulflugzeug auf Gebrauchs- und Sondermaschinen, wie auf Einsitzer, Groß- oder Riesenflugzeuge, ist mit Schwierigkeiten verbunden, die im Verhältnis zu dem großen Unterschied der Typen sehr gering sind. Sie werden außerordentlich dadurch vermindert, daß man besondere Typen als Übergangsmaschinen konstruiert und benutzt hat. Während des Krieges waren dies meist solche Flugzeuge, die den Anforderungen an der Front nicht mehr genügten und die bereits überholt waren. Die anfangs des Krieges noch benutzte Methode der Ausbildung für besondere Typen hat man infolgedessen sehr bald aufgegeben und statt ihrer Spezialschulen zum Umschulen auf Sondermaschinen nach Absolvierung der normalisierten Fliegerschule eingerichtet. Hier sei an die Jagdstaffelschulen für angehende Einsitzerflieger sowie an die Geschwaderschulen zur Spezialisierung von Führern für die Groß-Flugzeuge genannt. Es liegen keine Gründe gegen die Annahme vor, von diesem System, das sich sehr bewährt hat, auch bei einem etwaigen Friedensbetrieb nicht wieder abzuweichen. Die Führung zweier verschiedener Flugzeugarten ist nur sehr wenig verschieden, wenn man beim Schulen die zu beachtenden Punkte wirklich kennen gelernt hat. Im allgemeinen ist zu sagen, daß ein wesentlicher Unterschied in der Handhabung verschiedener Typen nur beim Landen zu beachten ist. Die kleineren und schnelleren Maschinen erfordern hier mehr Übung und Aufmerksamkeit als ein wesentlich größeres und trägeres Flugzeug. Daß die kleineren Maschinen in der Luft leichter zu handhaben gewesen sind, hat seinen Hauptgrund darin, daß sie über größere Wendigkeit und vor allem über eine größere Kraftreserve als größere und schwerere Maschinen bisher zu verfügen pflegten. Die zur Verfügung stehende Motorleistung ist in erster Linie maßgebend für die zulässige Art der Handhabung eines Flugzeugs. Als typische Beispiele seien hier die modernen Fokker-Einsitzer im Vergleich zu den bekannten, automatisch stabilen Maschinen desselben Konstrukteurs aus den letzten Friedensjahren genannt. Eine gediegene Ausbildung in Verbindung mit genügendem Verständnis für die Grundlage des Fliegens ist das beste Mittel, um Fehlern beim Steuern verschiedener Flugzeugarten im weitem Maße von vornherein aus dem Wege zu gehen. Die fliegerischen Eigenarten einer Maschine werden am charakteristischsten beim Steigen sowie beim Fliegen von Kurven. Hierauf ist beim Umschulen in erster Linie zu achten.

Über Höhenflüge.

Den Höhenflügen war während des Krieges außerordentliche Bedeutung beizumessen. Dies war durch die Förderung bedingt, sich der feindlichen Einwirkung jeder Art nach Möglichkeit zu entziehen, um den jeweiligen Auftrag ungestört durchführen zu können. Das Streben nach außerordentlichen Steigleistungen der Kriegsmaschinen wird hierdurch erklärt. Für das gesamte Flugwesen ist es dadurch fruchtbar gewesen, daß es zur Konstruktion besonderer Höhenleistungsmotoren geführt hat. Für einen Friedensgebrauch des Flugzeugs als Verkehrsmittel werden im allgemeinen die Höhenflüge an Bedeutung verlieren, da sie im allgemeinen in keiner Weise mehr die Vorteile wie im Kriege bieten werden und deshalb für gewöhnlich kein Grund vorhanden sein wird, die mit den Höhenflügen verbundenen Schwierigkeiten in Kauf zu nehmen.¹⁾ Für das Gebrauchsflugzeug genügt eine mittlere Höhe von etwa 1200 m völlig. Aus dieser ungefähren Höhe ist es möglich, Notlandungen in der Regel glatt durchzuführen. Eine wesentlich größere Höhe erleichtert die Notlandungen nicht, da Geländeeinzelheiten sowie die Geländebeschaffenheit aus größeren Höhen nicht mit genügender Sicherheit

ausgemacht werden können. Außerdem ist für die Beurteilung dieser Fragen wichtig, darauf hinzuweisen, daß die Orientierung in etwa dieser Höhenlage am leichtesten ist und daß sie mit zunehmender Höhe schwerer wird. Der Überblick über das Gelände wird dann außerordentlich umfangreich, so daß aus der großen Fülle der Anhaltspunkte wesentlich schwerer die gesuchten herausgefunden werden können. In Betracht können, wenn die Bewölkungsverhältnisse es zulassen und man trotz der großen Zuverlässigkeit der modernen Flugmotoren ein übriges an Vorsicht tun will, für Gebrauchsflugzeuge größere Höhen in den Fällen kommen, wo Industriebezirke, Meeresstrecken, Gebirgszüge, große Wald- oder Sumpfkomplexe oder ähnliches Gelände zu überfliegen sind. Man kann dann durch die größere Höhe des Flugzeugs eine entsprechend größere mögliche Gleitflugstrecke erzielen und durch diese die unangenehmen Begleiterscheinungen von etwaigen Notlandungen in derartigen, dem Flugzeug feindlichen, Gegenden mit einiger Wahrscheinlichkeit vermeiden. Ihre Wichtigkeit im früheren Maße werden die Höhenflüge in den Fällen behalten, in denen das Flugzeug zur Erforschung der Atmosphäre, zu meteorologischen Zwecken dienen soll. Gerade dabei sind es die erreichbaren Höhen, die dem Flugzeug seine Verwendungsberechtigung unbedingt zusprechen. In geringerem Maße als früher, aber doch noch von Bedeutung, werden die Höhenflüge dann bleiben, wenn es sich um die Verwendung des Flugzeugs zu Landesaufnahmen handelt. Nicht für alle Höhenlagen sind die Bedingungen zum Lichtbildnen gleich günstig. Ihren besonderen Reiz werden die Höhenflüge niemals für diejenigen einbüßen, denen es vergönnt sein wird, das Fliegen wirklich sportlich zu betreiben. Aus all diesem geht hervor, daß die Höhenflüge von dem Programm des Fliegers nicht ganz verschwinden, sondern gegen die letzten Jahre nur wesentlich eingeschränkt werden dürften. Vor Illusionen, die durch diese Beispiele hinsichtlich der nächsten Zukunft des Flugzeugs erweckt werden könnten, sei jedoch dringend gewarnt. Zur Ausführung von Höhenflügen ist es günstig, ihre Einwirkungen auf den menschlichen Organismus zu kennen.

Die Einflüsse der Höhenflüge auf den Körper des Menschen beruhen auf der Abnahme des Luftdruckes mit zunehmender Höhe sowie auf der Abnahme des Sauerstoffgehaltes der Luft mit wachsender Höhe. Auf die Blutgefäße sowie die Zellen des menschlichen Körpers bleibt die Abnahme des Luftdruckes beim Steigen bzw. die Zunahme des Luftdruckes beim Herabgehen ohne merkbaren Einfluß. Die Ursache hierzu liegt an der geringen Kompressibilität der Flüssigkeiten. Anders liegen die Verhältnisse hier bei der Einwirkung des verminderten Luftdruckes in größeren Höhen auf die im Körper eingeschlossenen Gase. Diese befinden sich außer in der Bauchhöhle besonders im Mittelohr, der sogen. Paukenhöhle, sowie in der Stirnhöhle. Für einen selbsttätigen, schnellen Ausgleich der bei Höhenflügen auftretenden Druckdifferenz der eingeschlossenen und der umgebenden Luft sorgt die Natur nicht. Die Folge davon ist, daß die beim Steigen sich ausdehnende Luft der Bauchhöhle das Zwerchfell nach oben drückt, welches die Bauchhöhle von der Brusthöhle trennt. Dies führt in vielen Fällen zu einem schmerzhaften Gefühl, welches dem sogen. Seitenstechen ähnelt. Außerdem wird hierdurch der Rauminhalt der Lunge verkleinert, und die Atmungsbedingungen werden ungünstiger. Zu einer eigentlichen Gefahr wird dieser Einfluß jedoch niemals werden können. Da in größeren Höhen durch die intensivere Atmung außer dem Ausgleich dieser Raumverminderung ein Ausgleich für den geringeren Sauerstoffgehalt geschaffen werden muß, so ergibt sich hieraus für den Flugzeugführer die Zweckmäßigkeit einer gleichmäßigen und tiefen Atmung. Wenn auch die kritische Höhe, bei der ein längerer Aufenthalt ohne künstliches Atmungsgerät möglich ist, wesentlich über der früher meist dafür angenommenen Höhe von etwa 5000 m liegt und von den meisten Flugzeugführern Höhen bis zu 6000 m ohne Störungen vertragen werden, so ist doch bei diesen Flügen die Gefahr eines plötzlichen Zusammenbruches der Kräfte, im Verlieren des Bewußtseins sich äußernd, nicht zu verlegen, und eine Anzahl sonst unerklärlicher Unfälle dürfte auf das Konto dieser Einwirkungen großer Höhen zurückzuführen sein.¹⁾

¹⁾ Hierbei ist der augenblickliche Stand der Flugtechnik berücksichtigt und die Möglichkeit noch nicht in Erwägung gezogen, bei Motoren mit gleichbleibender Leistung durch den geringeren Luftwiderstand in größeren Höhen größere Geschwindigkeiten erzielen zu können.

¹⁾ Die scheinbar verschiedenen Einwirkungen großer Höhen auf die Flugzeugbesatzungen einerseits und auf die Luftschiffbesatzungen andererseits erklären sich aus dem Unterschied in den Zeiträumen, die jene und diese in den großen Höhen ausharren mußten.

Hier muß vor allem bemerkt werden, daß die ohne Beschwerden ertragbare Höhe individuell sehr verschieden ist und sich bei dem einzelnen Menschen auch nach seinem augenblicklichen, allgemeinen Gesundheitszustand richtet. Dieses Verhältnisse machen die Erziehung zu einer einwandfreien Atmung

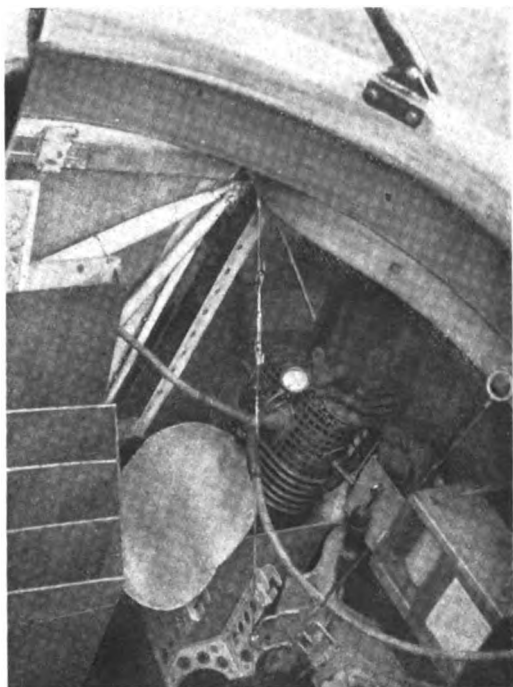


Fig. 16.
Das Höhenatmungsgerät im Beobachterraum eines Rumpler-Bild-Flugzeuges (Typ Ru-C VII).

für den Flugzeugführer zu einer wichtigen Forderung, auf die bisher anscheinend zu wenig Wert gelegt worden ist. Die Ausdehnung der Luft im Mittelohr macht sich beim raschen Steigen durch einen Druck auf das Trommelfell von innen her und beim schnellen Herabgehen durch einen solchen von außen her bemerkbar. Wenn nicht absichtlich für den Druckausgleich gesorgt wird, steigt dieser Druck auf das Trommelfell leicht bis zu einem starken, stechenden Schmerz. Die dann nach der Landung noch vorhandene Spannung des Trommelfelles äußert sich in einer mehr oder weniger starken, vorübergehenden Schwerhörigkeit. Durch gewisse Luftkanäle steht jedoch die Paukenhöhle mit der Rachenhöhle in Verbindung. Da diese Kanäle meist verschlossen sind und durch einen inneren Überdruck leicht noch besonders verschlossen werden, so ist es notwendig, ihre Öffnung möglichst häufig absichtlich herbeizuführen. Dies ist durch Schlucken sowie durch die Anfangsbewegungen des Gähnens möglich. Der Augenblick des Öffnens dieser Kanäle kann deutlich durch ein schwaches Knack-Geräusch sowie der Ausgleich der Druckdifferenz durch ein eigentümliches, knisternd-zischendes Geräusch vernommen werden. Eine Gefahr ist hier nicht zu befürchten. Unangenehm wird von vielen Führern die Wirkung der Druckveränderung auf die in der Stirnhöhle eingeschlossene Luft empfunden. Hier stellt sich beim Steigen leicht ein schwellendes Gefühl ein, das sich bis zu einem solchen Kopfschmerz steigern kann, daß für normales Arbeiten eine Gewähr nicht mehr vorhanden ist. Daher ist bei diesen Empfindungen ebenso wie bei längerem Aufenthalt in sehr großen Höhen Vorsicht am Platze. Damit diese Angaben nicht etwa abschreckend für die Zukunft wirken, muß dazu bemerkt werden, daß sie nur auf solche Höhen und Steigleistungen sich beziehen, die der Krieg bedingte und die im Frieden im allgemeinen nicht in Betracht kommen. Es seien hier z. B. die Höhen für Fernaufklärungen mit 7000 m sowie die Steiggeschwindigkeiten des Jagdflugzeuges mit 5000 m in 12 Minuten genannt. Man hat die gesamten Einflüsse des Fliegens auf das Nervensystem sowie die hier angegebenen Einflüsse der Höhenflüge auf den Körper oft mit dem Sammelbegriff »Fliegerkrankheit« bezeichnet. Dieses Wort hat dem Vertrauen der Allgemeinheit zur Fliegerei

sicher bereits oft geschadet. Da von einer Krankheit, die durch das Fliegen hervorgerufen wird, nicht die Rede sein kann, weil alle jene der fliegerischen Tätigkeit anhaftenden Begleiterscheinungen auch bei Nichtfliegern, z. B. bei Angehörigen anderer Truppen im Felde und bei Bergsteigern, beobachtet werden können, so muß jeder den Kampf gegen das Wort »Fliegerkrankheit« aufnehmen, dem die Förderung des Flugwesens am Herzen liegt.

Orientierung und Überlandflüge.

Für die planmäßige Durchführung größerer Überlandflüge ist in Anbetracht des heutigen Standes der Flugtechnik die Orientierung am wichtigsten. Es sind zweierlei Arten von Orientierung aus dem Flugzeug zu unterscheiden. In beiden Fällen wird jeder Flugzeugführer auch im Falle des Vorhandenseins eines Beobachters die selbständige Orientierung der des Beobachters vorziehen. Dies ist eine durch die Natur der Sache hervorgerufene, charakteristische Tatsache. Bei der einen Orientierungsart werden alle Einzelheiten des Geländes an Hand der Karte festgestellt, bei der zweiten hingegen handelt es sich um eine großzügig durchgeführte Orientierung. Bei der Entscheidung, welche der beiden Arten man anwendet, sind neben der persönlichen Veranlagung des Orientierenden hauptsächlich Witterungs- und Geländeverhältnisse maßgebend. Ist man infolge niedrig hängender Wolken gezwungen, geringere Höhen als gewöhnlich einzuhalten, so bleibt bei der Geschwindigkeit der Flugzeuge nicht genügend Zeit, an Hand der Einzelheiten des überflogenen Gebietes die Orientierung durchzuführen. Man verwendet dann die Orientierung nach markanten Geländestellen; bei Flügen in geringer Höhe sind als solche besonders einzelne Berge zu nennen, die in niedrigen Flughöhen sehr hervortreten, sowie Wasserflächen, die auch noch in geringen Höhen weithin sichtbar sind und einen ihnen eigenen, matten Glanz haben. Mit dieser Orientierung nach ins Auge springenden Punkten geht die mittels des Kompasses Hand in Hand. Bei dem Gebrauch des Kompasses ist jedoch eine gewisse Vorsicht geboten; er wird z. B. beim Fliegen dicht unter einer Wolkendecke sehr leicht wesentlich beeinflusst. Je geringer die Flughöhe wird, in der man fliegt, um so mehr ist man im allgemeinen auf den Kompaß angewiesen. Hiervon sind die Fälle ausgenommen, wenn einem zur Orientierung gerade dauernd ein besonders auffallender Anhalt zur Verfügung steht, wie etwa eine zum Ziel führende große Pappelallee, eine Bahnanlage mit bestimmter Gleisanzahl oder auch z. B. ein Kanal. Bei größeren Flügen über See mit Wassermaschinen bildet daher der Kompaß fast das einzige Mittel zur Orientierung; so kommt es, daß auch sehr große Flüge über See in Höhen ausgeführt zu werden pflegen, die dem Landflieger fast unwahrscheinlich gering vorkommen. Als allgemein angenehmste Höhe für eine sichere, leichte Orientierung ist eine solche von etwa 1000 bis 1500 m zu nennen. In diesen Höhen läßt sich das überflogene Gelände derart an Hand der Karte feststellen, daß bei einer einigermaßen sichtigen Luft ein Verfehlen in der Orientierung kaum möglich oder wahrscheinlich ist, etwas Übung vorausgesetzt. Die in allen Einzelheiten klare Orientierung aus etwa dieser Höhe, bei der das Gelände ohne zu große Fülle von unwesentlichen Einzelheiten und ohne andererseits durch die Größe des übersehbaren Gebietes unübersichtlich zu wirken, kartenmäßig vor bzw. unter einem liegt, hat den Vorteil, daß sie auf den Flugzeugführer erfreuend und beruhigend wirkt und dadurch trotz der anscheinend größeren Arbeit als bei einer großzügigen Orientierung den Führer von seiner Aufmerksamkeit auf die Maschine weniger ablenkt. Ein Überlandfliegen in größeren Höhen bietet gewöhnlich aus den früher angeführten Gründen keine Vorteile und hat sich daher nur empfehlenswert erwiesen, wenn es sich um Überfliegen schwieriger Geländeteile oder um sehr unsichtige Luft in geringen Höhen handelt. Die Sicht ist dann aus größeren Höhen in den meisten Fällen wesentlich besser. Mangel an Sichtigkeit der Atmosphäre in allen in Betracht kommenden Höhenlagen macht fast stets eine Orientierung hauptsächlich nach dem Kompaß erforderlich, an dessen Stelle bei Sicht der Sonne sehr leicht deren Stellung in Verbindung mit der Uhr treten kann. Schlechte Sicht kann besonders dann für die Orientierung die größten Schwierigkeiten haben, wenn man etwa in Richtung der Sonne fliegt. Dann pflegt die Sicht am schlechtesten zu sein, und dies kann so weit führen, daß

man sich von der Richtigkeit des bereits zurückgelegten Flugweges dadurch erst nachträglich überzeugt, daß man durch Rückwärtsblicken auf das günstiger beleuchtete Gelände dieses mit der Karte vergleicht.

Als günstigstes Mittel für die Orientierung ist die Kenntnis der Flugstrecke aus der eigenen Anschauung her zu bezeichnen. Dieses Mittel wird im allgemeinen jedoch selten in Anwendung zu bringen sein, da die Flugstrecken sehr verschieden zu sein pflegen. Für die Fälle, in denen ein Flugzeugführer regelmäßig den gleichen Flugweg zurücklegt, wird die Anschauung jedes weitere Hilfsmittel sehr bald überflüssig machen. Für das im allgemeinen in Betracht kommende Orientierungsmittel der Karte eignen sich für den Flieger am besten Mehrfarbendrucke, die solche Geländearten durch die Farbe hervortreten lassen, die auch für den Flieger besonders deutlich werden. Hier sind besonders zu nennen: Bahnen, mit Angabe der Gleisanzahl auf der Karte, Wälder, auf der Karte der Farbe nach möglichst nach Laub- und Nadelwald zu trennen, Wasserläufe und Straßen, bei denen jedoch eine gewisse Übung erforderlich ist, um sie mit Sicherheit zum Orientieren benutzen zu können. Der Maßstab der Karte richtet sich nach der Art der beabsichtigten Orientierung. Für die großzügige Orientierung, die einen weiteren Überblick über das Gelände erforderlich macht, eignet sich ein kleiner Maßstab der Karte besser, während ein größerer Maßstab der Einzelheiten halber für die ins einzelne gehende Orientierung günstiger ist. Die brauchbaren Kartenmaßstäbe bewegen sich etwa zwischen 1 : 50000 und 1 : 300000. Da man bei großen Flugstrecken, bei denen man Aufstieg- und Landeplatz auf der Karte infolge Raum Mangels nicht gleichzeitig übersehen kann, sonst sehr leicht die Übersicht über den beabsichtigten Flugweg verliert, ist es ratsam, denselben in die Karte einzzeichnen. Neben der Einzeichnung der Luftlinie zwischen Start- und Landeplatz empfiehlt sich für große Überlandflüge die Ausarbeitung eines beabsichtigten Flugweges. Diesen kann man in Anlehnung an die Luftlinie unter Rücksichtnahme auf die Gelände Verhältnisse sowie etwa in der Nähe vorhandene Landeplätze und nach geeigneten Orientierungspunkten ausarbeiten. Die Anlehnung an die Luftlinie ermöglicht die Ausnutzung des Vorzuges des Flugzeuges gegen andere Reise- oder Beförderungsmittel, nämlich seiner Ungebundenheit. Außer der Karte gehören zur Orientierung Kompaß und Uhr. Bei diesen ist Bedingung für ihre Anwendbarkeit, daß sie in Ordnung sind. Bei dem Einbau des Kompasses ist besonders darauf zu achten, daß sich im Winter oder in großen Höhen keine Eiskruste um ihn bilden kann, die es unmöglich machen würde, den Kompaß während des Fluges vom Führersitz aus einzusehen. Bei der Methode des Einbaues des Kompasses in ein Tragdeck war dieser Umstand meist unberücksichtigt geblieben. Es muß darauf hingewiesen werden, daß eine derartige Orientierung und Veranlagung von Überlandflügen nur bei solchen von wirklich großer Ausdehnung erforderlich ist. Strecken von etwa 100 bis 150 km kann man im allgemeinen an Hand einer nicht besonders vom Flugzeugführer vorbereiteten Karte in Einfarbendruck durchführen.

(Fortsetzung folgt.)

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.

Über neue Wege zur Untersuchung von Schmiermitteln. Von Dr. R. von Dallwitz-Wegener. München und Berlin 1919. Verlag von R. Oldenbourg. 54 Seiten. Mit 21 Abbildungen. Preis geheftet M. 3,50 nebst 10% Verlags- und 10% Sortimentssteuerzuschlag.

Das Werkchen berichtet über Arbeiten des Technischen Ausschusses für Schmiermittelverwendung.

Der während des Krieges auftretende Mangel zwang einerseits zur Verwendung zahlreicher Schmiermittel, deren Eigenschaften noch unbekannt waren, und andererseits zu haushälterischer Verwendung der verfügbaren Mengen. Es waren daher zwei Fragen zu klären a) in bezug auf Schmiereignung und b) in bezug auf Schmierergiebigkeit.

Zur Untersuchung auf Schmiereignung sind die bekannten Ölprüfmaschinen nicht zu verwenden, vielmehr können hierzu am besten normale Schmierungen, wie sie in der Praxis vorkommen, z. B. Ringschmierlager, benutzt werden, die mit Einrichtungen zur Messung der Ölreibungsmomente ausgerüstet sind. Geprüft wird durch eine

solche nach Angaben des Obergeringieurs G. Duffing vom Technischen Ausschuss für Schmiermittelverwendung gebaute Einrichtung 1. bis zu welcher Lagerbelastung das Öl das Lager schmiert, 2. welche Temperaturen dabei das Lager annimmt und 3. welche Drehmomente bei den verschiedenen Belastungen durch Ölreibung entstehen. Weiter werden außerdem in geeigneten Fällen die älteren üblichen chemischen und physikalischen Verfahren zur Anwendung gebracht; hierbei wurde das vielfach verwendete Viskosimeter nach Engler bei geringen Viskositäten als wenig brauchbar gefunden und ein neuer Zähigkeitsprüfer von Obergeringieur Duffing entworfen, der ohne Zeitmessungen die jeweiligen Ölzähigkeiten bei beliebiger Öltemperatur unmittelbar angibt.

Gänzlich neue Wege schlug der Technische Ausschuss für Schmiermittelverwendung zur Bewertung der Schmierergiebigkeit ein.

Wird für einen gewissen Schmierzweck zur gerade ausreichenden Schmierung von einem bestimmten (Test-) Öl a eine Menge Q_a und von einem anderen Schmiermittel n eine Menge Q_n benötigt, so gibt $M = Q_n : Q_a$ das Verhältnis der Schmierminima und der reziproke Wert $\frac{1}{M}$ das Verhältnis der Schmierergiebigkeiten an.

Für Lagerschmierung, bei der stets das gleiche Öl wieder zur Verwendung gelangt, d. h. bei Umlaufschmierung, spielt die Kenntnis der Verhältnisse von M eine weniger große Rolle als bei Frischöl-, z. B. Zylinderschmierung. Außer zur Beurteilung der notwendigen Schmierminima ist die Kenntnis der Schmierergiebigkeit auch für die Rationierung und Beurteilung der Preiswürdigkeit von Bedeutung. Da Untersuchungen in dieser Hinsicht fehlten, mußten neue Verfahren ausgearbeitet werden, zumal praktische Versuche an Maschinen nur unter großem Zeit- und Kostenaufwand ausführbar waren. Auf Grund von Arbeiten von Ubbelohde: »Zur Theorie geschmierter Maschinenteile« (Zeitschrift für Petroleumindustrie 1913) und H. Upton: »Die Eigenschaften des Öles und ihre Beziehung zur Schmierung« (Journal of the American Society of Naval Engineers, Bd. 28, Nr. III), in denen die Bedeutung der kapillaren Eigenschaften der Öle für den Schmiervorgang betont wird, wurde auf Anregung von Obergeringieur Duffing die Fähigkeit des Öles, auf der zu schmierenden Fläche einen mehr oder weniger feinen Ölfilm zu bilden, als Grundlage zur Bewertung der Schmierergiebigkeit gewählt. Die Filmbildungsfähigkeit einer Flüssigkeit auf einer festen Unterlage hängt von den verschiedenen Oberflächenspannungen der Flüssigkeit gegenüber den verschiedenen sie umgebenden Materialien (feste Unterlage und Luft oder Gas) ab.

Der Messung zugänglich ist lediglich die Oberflächenspannung der Flüssigkeit gegenüber der Luft, während die Oberflächenspannung der Flüssigkeit gegenüber der festen Unterlage und die Oberflächenspannung der festen Unterlage gegenüber Luft oder Gas der Messung verschlossen sind. Die Wirkung der drei verschiedenen Oberflächenspannungen auf die Flüssigkeit ist jedoch als Winkel, den der Flüssigkeitstropfen auf der festen Unterlage oder den die gegen eine feste Wand entstehende Flüssigkeit mit dieser bildet, sichtbar und läßt sich messen. Dieser Winkel, der sog. Randwinkel, kann also zur Beurteilung der Schmierergiebigkeit herangezogen werden, wenn seine Maßgeblichkeit für die Schmierergiebigkeit auch nicht im vollen Umfange besteht, wie sich bei weiteren Untersuchungen zeigte. Es gelang jedoch, einen Kombinationswert aus dem Randwinkel und der kapillaren Steighöhe zu bilden, dessen dritte Potenz den erforderlichen Schmierminima hinreichend genau proportional ist, wie durch praktische Schmierversuche nachgewiesen werden konnte.

Für die Messung der verschiedenen Werte, wie Randwinkel, kapillare Steighöhe, Oberflächenspannung, spezifisches Gewicht, wurden die Meßinstrumente teilweise vom Technischen Ausschuss neu entworfen und eine große Anzahl Untersuchungen ausgeführt, deren Ergebnisse, soweit auch praktische Versuche vorlagen, mit letzteren gut übereinstimmen. Da es erwünscht schien, die Ergebnisse der theoretischen Untersuchungen laufend durch praktische Messungen zu kontrollieren, wurde für diesen Zweck eine geeignete Ölprüfmaschine gebaut, deren Arbeitsweise die Wirkung der Kolbenringe auf der Zylinderwandung nachahmt, und bei der überhaupt die Arbeitsbedingungen, unter denen das Öl zu schmieren hat, in bezug auf Temperatur und Gas ziemlich genau künstlich hergestellt werden können.

Der Verfasser hat es verstanden, die verschiedenen Theorien, Meßverfahren und benutzten Apparate übersichtlich und leicht faßlich darzustellen. Besonders angenehm dürfte es empfunden werden, daß die Bezugsquelle der verschiedenen Apparate angegeben ist. Wenn die Arbeit auch noch nicht als abgeschlossen betrachtet werden kann, so bringt sie doch einiges Licht in die vielfach noch dunkeln Gebiete der Schmierung und sollte daher von jedem Ölfachmann und Betriebsleiter größerer Kraftwerke gelesen werden, denn die dargestellten neuen Wege der Öluntersuchung verdienen ausgebaut zu werden, damit endlich einmal das vielgebrauchte Schlagwort »Öl ist ein Vertrauensartikel« verschwindet.

Otto Schwager.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen



SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr. L. Prandtl und **Dr.-Ing. F. Bendemann**
Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. H. GEORGBADER
Luftverkehrs-Gesellschaft
Berlin-Johannisthal
A. BAUMANN
Professor a. d. Kgl. Technischen
Hochschule Stuttgart
Prof. Dr. BERSON
Berlin-Lichterfelde
Dipl.-Ing. A. BETZ
Göttingen
H. BOYKOW
Linien-Schiff-Leutnant a. D.
Friedenau-Berlin, z. Z. Pola
Dr. R. EMDEN
Prof. an der Kgl. Universität
München

Dr. E. EVERLING
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Privatdozent an der
Kgl. Techn. Hochschule, Berlin
Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule München
Dr.-Ing. FÖTTINGER
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Danzig
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
Lindenberg-Berlin
Dr.-Ing. W. HOFF
Deutsche Versuchsanstalt für
Luftfahrt, Adlershof

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg
Dr. N. JOLUKOWSKY
Professor an der Universität und
Technischen Hochschule Moskau
R. KNOLLER
Professor an der K. K. Technischen
Hochschule Wien
Dr. Dr.-Ing. V. LEWE
Referent für Flugzeugstatik beim
S. V. K. Warnemünde
Prof. Dr. v. MISES
Ordentlicher Professor an der
Technischen Hochschule Dresden
Dr. Dr.-Ing. MAX MUNK
Warnemünde

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
Professor an der Kgl. Technischen
Hochschule Charlottenburg
Dr.-Ing. A. PRÖLL
Professor an der Technischen
Hochschule Hannover
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
Berlin, z. Z. K. u. K. Flieger-Arsenal
Dr.-Ing. H. REISSNER
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg
Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
Professor an der Technischen
Hochschule Charlottenburg
Ing. JOHN ROZENDAAL
Berlin - 's-Gravenhage

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. SCHAFFRAN
Vorstand der Schiffbau-Abt. der
Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau-
und Schiffbau, Berlin
Dr. W. SCHLINK
Professor an der Großherzogl. Techn.
Hochschule Braunschweig
Dipl.-Ing. SEPPELER
Berlin
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
Dipl.-Ing.
Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen
Dr.-Ing. O. STEINITZ
Berlin
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang X.

27. Dezember 1919.

Heft 23 u. 24.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14,25, für das Halbjahr M. 7,65, für Österreich-Ungarn für das Jahr M. 16.—, für das Halbjahr M. 8,50. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt z. H. d. Hauptmann Krupp.

INHALT:

Der Caproni-Dreidecker. Von R. Eisenlohr, Karlsruhe. S. 265.
Über die Anwendung des Knotens im Flugzeugbau. Von Dipl.-Ing. Ludwig Grütter. S. 267.
Der italienische 6-Zylinder 160-PS Isotta-Fraschini-Flugmotor. Von Dipl.-Ing. Alfred Staribacher. S. 270.
Ein neuartiges See-R-Flugzeug. Von R. Zschach. S. 271.
Graphische Bestimmung des Steigmaßes eines Flugzeuges aus dem Barogramm. Von E. v. L. 881. S. 274.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens. Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden. S. 277.
Bücher-Besprechungen. S. 279.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. S. 280.
Gewerblicher Rechtsschutz (Beilage).
Luftfahrt-Rundschau Nr. 6 (Beilage).

Der Caproni-Dreidecker.

Von R. Eisenlohr, Karlsruhe.

Der Caproni-Dreidecker stellt die natürliche Fortentwicklung des Doppeldeckers dar (vgl. hierüber Aprilheft 1919, S. 82 ff. von Dr. Ing. H. Quittner). Ohne wesentliche Spannweitenvergrößerung wurde der für die bedeutend erhöhte Nutzlast und das durch Verwendung stärkerer Motoren gesteigerte Eigengewicht erforderliche Flächenzuwachs durch eine dritte Tragfläche erreicht.

Angeblich wurde diese Bauart Caproni C A schon 1915 begonnen. Die Motor- und Propelleranordnung blieb im Prinzip dieselbe wie beim Doppeldecker, wie sie eben durch die Zweirumpf-Bauart gegeben ist. Aber die Rümpfe werden nun unter die Holme des Mitteldecks angehängt (Fig. 1) in der Weise, daß die Motoren ganz vor den Vorderholm, die Betriebsstoffbehälter jedoch zwischen Vorder- und Hinterholm zu liegen kommen. So sind also die veränderlichen Lasten (Betriebsstoffe) günstig zur Druckmittellinie gelagert.

Wie die Systemskizze (Fig. 2) zeigt, sind die Verhältnisse im Grundriß etwa dieselben wie beim Doppeldecker, Länge zu Breite = 1:2,22 (beim Doppeldecker 1:2,14), also

verhältnismäßig kurz für ein so schweres Flugzeug (Handley-Page 1:1,59). Das Auseinanderrücken der seitlichen Rümpfe von 4,08 auf 6,30 m ist durch Verwendung größerer Propellerdurchmesser und den breiteren Mittelrumpf bedingt. In diesem ist kein M.G.-Turm mehr untergebracht, da ja das Oberdeck ziemlich weit abliegt und so einen zu hohen Turm erfordert hätte. Dafür ist nun in jedem Seitenrumpf ein M.G.-Ring eingebaut und zwar soweit hinter der Flächenhinterkante, daß ein Schießen nach unten gut durchführbar ist. Allerdings bieten Schwanz, Rümpfe und Verspannungen viel tote Winkel, so daß die beiden M.G. kaum so viel Gefechtsfeld haben wie früher das M.G. auf dem Oberdeck, das vor allem nach vorn in Stellung gebracht werden konnte; außerdem ist nunmehr die Mitnahme eines dritten Schützen notwendig.

Die Flügel haben dasselbe Profil wie früher, doch wurde der Flächenabstand wohl zum Erzielen eines besseren Wirkungsgrades von 2,30 auf 2,44 m erhöht. In der Mitte der Unterfläche wurde ein etwa 5 m langes Gehäuse für Bombenaufhängung angeordnet (Fig. 3).

Im Mittelrumpf sitzt vorn ein Schütze mit 3,7 mm Flugzeugkanone auf Drehring (oder 2 Fiat-M.G.), dahinter liegen die beiden Führersitze nebeneinander mit vollständiger Doppel-

steuerung. Zwischen diesen und dem hinten liegenden Motor liegt der dem ovalen Rumpfschnitt angepaßte Benzinbehälter für den mittleren Motor. Alle Behälter arbeiten über ein Zentralverteilungssystem. Zum Anlassen und Prüfen ist

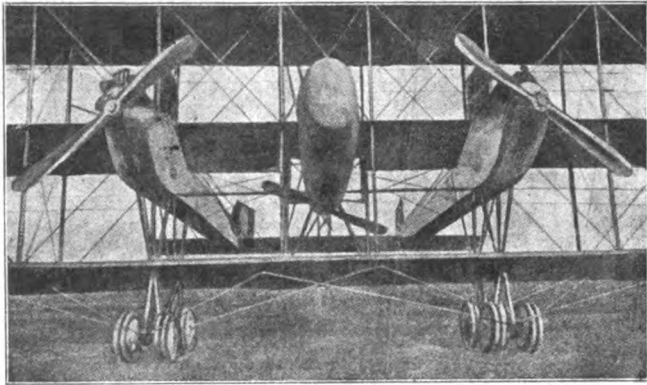


Fig. 1.
Mittelteil des 3×250 PS Isotta-Fraschini Caproni-Dreideckers.
(Kühler zwischen den Stielen.)

ein kleiner Fallbehälter für jeden Motor vorgesehen. Es ist im Notfalle nur ein Speisen der äußeren Motoren vom mittleren Behälter, nicht umgekehrt möglich.

Die mit 3×400 PS Liberty-Motoren erzielten Leistungen sind folgende: Mit 3000 kg Zuladung 160 km/st in 3000 m Höhe; Steigzeiten 1000 in 6, 2000 in 14, 3000 in 25 Min. Die Gipfelhöhe soll 4900 m betragen. Das Leergewicht beläuft sich auf 5050 kg, so daß bei obiger Zuladung und einem Tragflächenmaß von 207 m² sich eine Belastung von 39,00 kg/m² ergibt (24,3 kg/m² für das Leergewicht). Während mit den italienischen Motoren die Leistungsbelastung 10,75 kg/PS beträgt, ist sie für die Liberty-Motoren nur 6,70 kg/PS. Die Benzin- und Ölzuladung umfaßt 2500 l, zu der eine Bombenzuladung von 1140 kg (max. 1360 kg) hinzukommt.

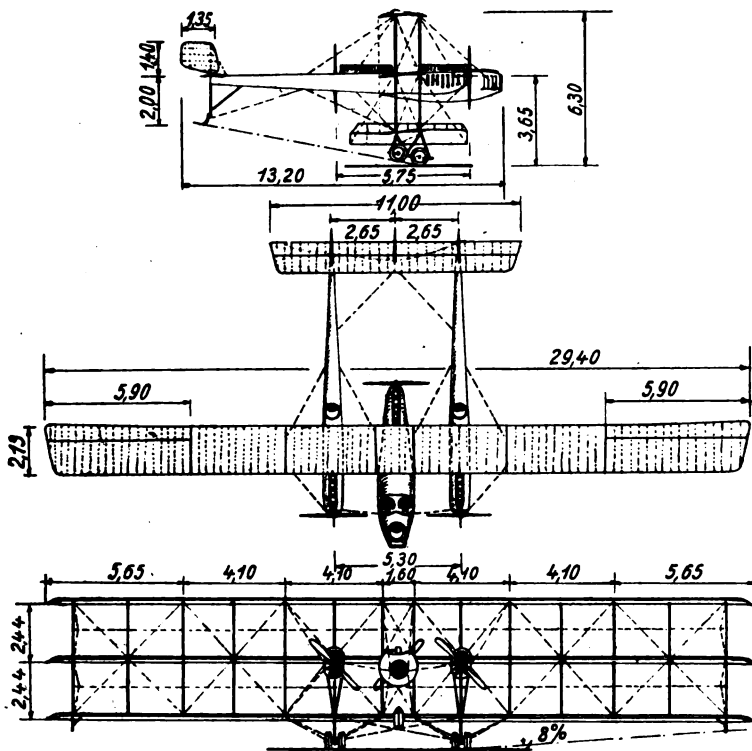


Fig. 2.
Systemskizze des Caproni-Dreideckers.

Die Flügel von gleicher Spannweite sind in sieben Teile (s. Fig. 3) zerlegbar, von denen der Mittelteil den Innenrumpf, die beiden folgenden Teile die Seitenrumpfe und Fahr-

gestelle enthalten. Die Bespannung ist an den Rippengurten, Nasen- und Hinterkanteleisten angenagelt. Über den Rippen sind dann Ahornlättchen daraufgenagelt. Die Holme sind bei ihrer Kürze nicht geschäftet, doch bringen die 48 erforderlichen Zusammenschlußbeschläge großen Gewichts Aufwand und Unsicherheitsfaktoren mit sich. Die Stiele bestehen aus Esche und Spruce, doch sind die starkbeanspruchten durch Stahlrohr verstärkt und mit verstellbaren Endstücken versehen. Die Stielmitten sind mit Stahldraht abgefangen. Es sei besonders auf die Führung der Verspannungskabel verwiesen, die an das Spadsystem erinnert. Die gleichmäßige Aufteilung der Holmfelder wäre wohl nicht unbedingt erforderlich gewesen.

Alle Teile des Leitwerks bestehen aus Stahlrohr. Die 10,40 m breite Höhenflosse ist durch Stahlrohr und Kabel versteift und trägt drei gleiche, ausgeglichene Seitenruder über sich. Das unausgeglichene Höhenruder besteht ebenfalls aus einer einzigen Fläche. Auch an den an allen Flächen angeordneten Querrudern ist kein Ausgleich vorgesehen. Die Steuerung ist doppelt zur Ablösung der Führer ausgeführt und ist eine vereinigte Knüppel- und Handradsteuerung. Die Seitensteuerung wird durch Fußhebel bewirkt.

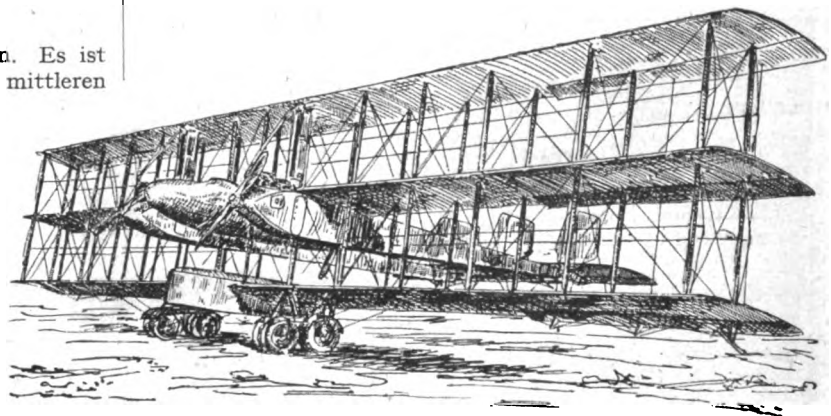


Fig. 3.
Caproni-Dreidecker mit 3×400 PS Liberty-Motoren.
(32,30 m Spannweite.)

Die Benzinzufuhr erfolgt durch einen mit Propellerpumpen ausgerüsteten Zentralverteiler und eine Handpumpe für den Notfall, wobei aber alle Motoren nur vom Behälter im Mittelrumpf gespeist werden können. Hier zeigt sich der große Nachteil einer Bauart, bei der die seitlich sitzenden M.G.-Schützen nicht zur Bedienung der äußeren Motoren herangezogen werden können, wie dies bisher nur in Deutschland bei den R-Flugzeugen mit Erfolg durchgeführt ist.

Die in Tropfenform ausgestaltete Mittelgondel ist über zwei Hauptholmen (mit Abstandrohren und Drahtverspannung) mittels Ringen aus Nußholz und Birkenfournier hergestellt. Die Spitze ist, wenn dort kein Kühler angeordnet ist, aus Fournier mit Leinwandzwischenlagen angefertigt. Der Motor ist fast völlig eingekleidet. Der ganze Rumpf ist wie die Seitenrumpfe, die als Hohlgeritter-Draht-Rumpfe von rechteckigem Querschnitt aufgebaut sind, unten an die Holme der Mittelfläche angehängt. Alle Beschläge der Seitenrumpfe sind mit demselben Schnitt gestanzt, einfach in der Form, leicht und ohne Schweißnaht, und werden ohne Durchbohrung der Holme angebracht.

Die fast ganz eingedeckten Motoren liegen vor den Vorderholmen. Zwischen den Holmen sind die Brennstoffbehälter untergebracht; darüber die Kühler, die an den Stielen befestigt sind.

Das Fahrgestell erklärt sich nach Fig. 4. Die Streben bestehen aus übereinandergeleimten Eschen- und Sprucelatten. Nach den Seiten wird die Festigkeit durch reichliche Verspannungen gesichert. Da die Räderpaare dicht hintereinander liegen, scheint die Stabilität der Fahrgestelle recht klein zu sein, zumal der Kraftantriebspunkt der Motoren 3,65 m hoch liegt. Seitlich sind nur 8% Neigung möglich, bis die unter dem Ende des Unterflügels befindliche Schleifkurve bereits am Boden streift.

Auch die hohen Spornträger an den Rumpfen erscheinen ungünstig. Besser würde wohl das Flugzeug ausschließlich auf einem gespreizteren Fahrgestell ruhen, indem die Räderpaare in der Tiefenrichtung weiter auseinandergezogen werden müßten.

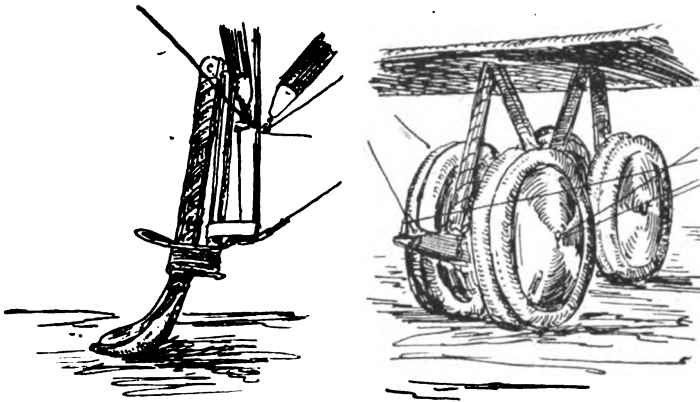


Fig. 4.
Sporn und Fahrgestell des Caproni-Dreideckers
(zu beachten die Verspannungen).

Die Steuerorgane haben einen Abstand von etwa 6,30 m vom Druckpunkt des Höhenruders bis zu dem der Flächen gemessen (gegen 5 m beim Doppeldecker). Die Flächeninhalte sind folgende:

Höhenflosse 10,20 m² (7,36 m² beim Doppeldecker),
Höhenrudder 7,55 m² (4,80 m² beim Doppeldecker),
drei Seitenrudder mit Ausgleich 7,5 m² (7,5 m² beim Doppeldecker),
sechs Querrudder 20,7 m² (= $\frac{1}{10}$ des Tragflächenausmaßes).

Über die Anwendung des Knotens im Flugzeugbau.

Von Dipl.-Ing. Ludwig Grüter.

Um zwei Seil- oder Fadenenden miteinander schnell und zuverlässig zu verbinden, bedient man sich des Knotens. An einen brauchbaren Knoten, der diesem Zweck entsprechen soll, stellt man die Forderung, daß er sich nicht von selbst löst, sondern bei stärkerem Anzug der Seile fester wird, ohne zunächst zu rutschen. Derartige Knoten stellen eine Reibungsverbindung zwischen zwei Seilen dar, in der jedes Seil einen ausreichenden Umschlingungswinkel findet und die Enden der Seile entsprechenden Reibdruck erhalten. Demnach ist erste Grundbedingung, daß beide Seile umeinander verschlungen werden. Es genügt aber nicht, daß sich nur das eine Seil um das andere schlingt, selbst wenn dies mehrere Male geschieht. Auch das andere muß das eine umschlingen. Ist die Bedingung des Umschlingens nur einseitig erfüllt, so lassen sich die beiden Seile gegeneinander verschieben, was bei Schlingen, deren Begriff als bekannt vorausgesetzt werden darf, erwünscht ist. Zweite Grundbedingung ist, daß die gezogenen Seile die freien Seilenden fest anpressen. Letztere müssen außerdem eine derartige Lage haben, daß sie durch die Reibung an den gezogenen Seilen nicht in einer Richtung mitgenommen werden können, die ein Lösen der Verknotung herbeiführen würde.



Fig. 1.
Handlung des Schlingens erforderlich. Da jedoch zu gleicher Zeit beide Seilenden durch

die Schlinge gezogen werden, so wird trotzdem die an einen haltbaren Knoten gestellte Forderung des beiderseitigen Umschlingens erfüllt. Er hat den Nachteil, daß er ziemlich dick aufliegt und schwer wieder zu lösen ist. Dort, wo Seile berufsmäßig, also nicht nur bei Gelegenheit, gelöst werden

müssen, stellt man an einen brauchbaren Knoten die weitere Forderung, daß er ohne zu große Schwierigkeiten wieder gelöst werden kann. Für den Schiffer, den Bauhandwerker und ähnliche Berufe spielt es eine Rolle, ob ein Lösen der Knoten stundenlang aufhält, oft sogar eine Beschädigung des Seiles herbeiführt, oder ob ein Lösen bei richtiger Handhabung verhältnismäßig einfach ist. Wegen dieser Nachteile wird man den Knoten nach Fig. 1 bei zünftiger Anwendung, also bei Fachleuten, kaum finden. Dieses gilt nicht nur für die Berufe, welche mit Seilen und Tauen arbeiten, auch der Weber kann ihn bei seinen dünnen Fäden nicht gebrauchen. Er liegt nicht nur zu dick auf, seine Herstellung erfordert auch, daß das Fadenende, an welches angeknüpft werden soll, eine ziemliche Länge hat.

Der Schiffer und der Zimmermann nennt das, was wir bisher Knoten genannt haben, einen »Stich«. Es kommt dies wohl daher, daß bei stärkeren und oft recht starren Seilen ein »Durchdieschlingeziehen« nicht möglich ist. Hier muß jedes Ende durchgestochen werden. Wer einmal versucht hat oder gezwungen war, die Enden von zwei, wenn auch nur halbzölligen Stahldrahtseilen miteinander zu verbinden, weiß, was dazu gehört, die Enden nur durchzustechen. Ein Durchziehen beider Enden, wie man es bei der Herstellung des Knotens in Fig. 1 gewohnt ist, ist hier nicht mehr angängig. Deswegen gehört der Knoten nach Fig. 1 auch nicht zu den »Stichen«.

Der Fachmann bedient sich zur Verbindung von zwei Seil- oder Fadenenden zweier Knotenarten.

Es sind dies

der Kreuzknoten, auch Kreuzstich genannt, und
der Weberknoten, auch Hinterstich genannt.

Den Kreuzknoten nehmen verschiedene Berufe für sich in Anspruch. So nennt der Schiffer ihn Schifferknoten und der Buchbinder gibt ihm seinen Namen. Fig. 2 stellt ihn dar.

Seine Herstellung ergibt sich ohne weiteres, wenn man die in der Figur dargestellten Umschlingungen mit einer Kordel ausführt. Es empfiehlt sich überhaupt, das Studium der Knoten nicht nur theoretisch zu betreiben, sondern selbst an die Ausführung zu gehen. Zu den Versuchen nimmt man am besten eine weiche, etwa 3 bis 4 mm starke Kordel. Zu dünne Fäden erschweren es, den Verlauf der einzelnen Fäden im Knoten zu verfolgen.

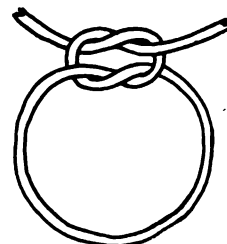


Fig. 2.

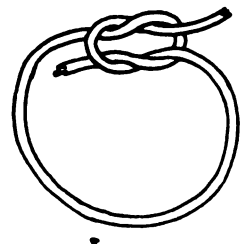


Fig. 3.

Man sieht aus Fig. 2, daß für diesen Knoten die Forderung der doppelseitigen Umschlingung der Seile in idealster Weise erfüllt ist. Die Seilenden verlaufen vollkommen symmetrisch. Die Bedingung, daß sich bei zunehmendem Seilzug der Knoten fester zieht, wird von diesem Knoten dann erfüllt, wenn zwei direkt benachbarte Seilenden gezogen werden. Es ist jedoch nicht zulässig, über Kreuz liegende Seilenden auf Zug zu beanspruchen. Der Knoten nach Fig. 3 zieht sich auf. Es ist dies leicht einzusehen, da die gezogenen Seile die Seilenden durch Reibung nach der Richtung mitnehmen, nach welcher ein Lösen des Knotens erfolgt.

Hier ist also die zweite Grundbedingung nicht erfüllt. Auch der Knoten nach Fig. 4 ist aus demselben Grunde nicht brauchbar. Man sieht am besten, daß die gezogenen Seilenden nicht gezogen loszuziehen bemüht sind, wenn man den Knoten mit einer nicht gar zu dünnen Kordel herstellt. Die Abbildung macht die räumliche Lage der Seilenden zueinander nicht gleich deutlich wie die Wirklichkeit.

Der in Fig. 2 dargelegte richtige Kreuzknoten kann, wenn man ihn zunächst wieder lockert, ohne ihn jedoch ganz zu lösen, in eine Verknotung nach Fig. 5 übergeführt werden.

Hier umschlingt zuerst das linke Seil das rechte und dann das rechte Seil das linke. Auf den ersten Blick sollte

man meinen, die Verbindung sei wenigstens, wenn *a* und *c* die gezogenen Enden seien, brauchbar. Dem ist aber nicht so. Aus demselben Grunde, der bei Fig. 3 und 4 für die Unbrauchbarkeit angeführt wurde, zieht sich die Verbindung los. Wenn aber die Enden *b* und *d* gezogen werden, legen sich die Umschlingungen wieder zu den normalen Kreuzknoten nach Fig. 2 um, und es gilt das bereits an früherer Stelle über die begrenzte Brauchbarkeit des Kreuzknotens Gesagte.

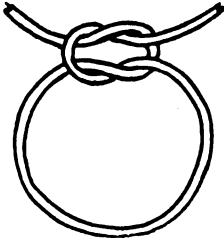


Fig. 4.

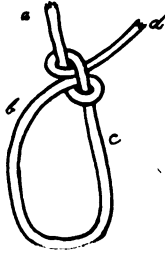


Fig. 5.

Eine größere Vielseitigkeit hat der Hinterstich oder Weberknoten. Die Herstellung dieses Knotens ist durch die Fig. 6 und 7 dargestellt, während Fig. 8 den fertigen Knoten zeigt.

Man hält zunächst in der linken Hand die beiden Seilenden *a* und *d* so, daß *a* unter *d* zu liegen kommt, nimmt dann die Fortsetzung von *a*, das Seil *b*, in die rechte Hand

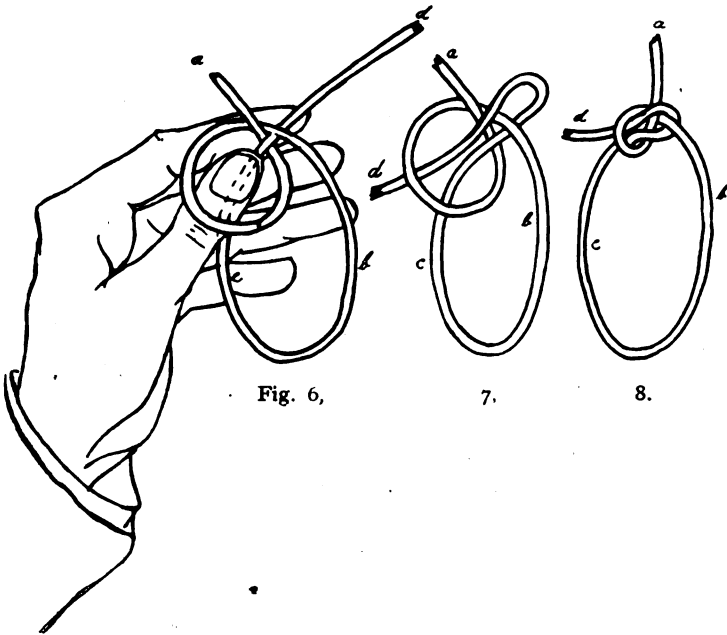


Fig. 6.

7.

8.

und führt es nach Fig. 6 so, daß es hinter *a* und vor *d* zu liegen kommt. Dann sticht man das Seilende *d* durch die Schlinge, in der nach Fig. 6 der Daumen der linken Hand

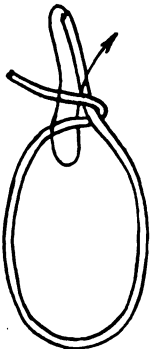


Fig. 9.

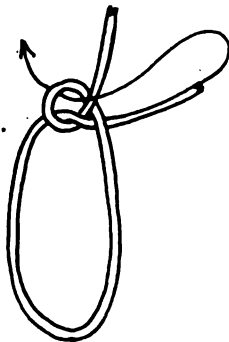


Fig. 10.

liegt; mit der linken Hand hält man die Seilenden *d* und *c* fest und bekommt durch Anzug des Seiles *b* dann den Knoten nach Fig. 8.

Bei stärkeren Seilen wird man die Herstellungen nach Fig. 9 oder Fig. 10 vorziehen, die wieder auf ein Durchstechen der Enden hinauskommen.

Die Herstellung nach Fig. 10 wird insbesondere angewandt, wenn ein Seil um einen Pfahl oder einen Haken kauschenähnlich herumgelegt werden soll. Man nennt diese Art der Herstellung des Knotens einen Pahlstich (Fig. 11).

Fig. 12 stellt eine Variante des eigentlichen Hinterstiches nach Fig. 8 dar.

Dieser Knoten ist nicht voll gleichwertig dem nach Fig. 8, da er beim Anziehen zuerst leichter rutscht. Er zieht sich jedoch, nachdem er gefaßt hat, bei weiterem Anziehen dauernd fester. Der Grund dafür, daß der Knoten nach Fig. 8 einwandfreier ist, liegt darin, daß hier das Ende *d*, welches die meiste Neigung hat, beim Anziehen durch die Schlinge zu rutschen, von dem primär gezogenen Seil *b* gegen das Seil *c* gedrückt wird, während in Fig. 12 das Ende *d* den durch Reibung bereits verminderten Druck des Endes *a* bekommt. Immerhin, einwandfrei ist auch der Knoten nach Fig. 12.

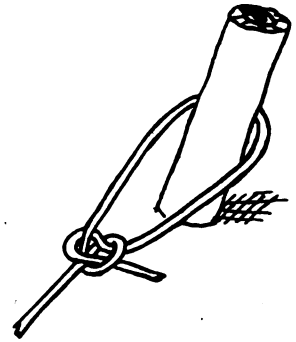


Fig. 11.

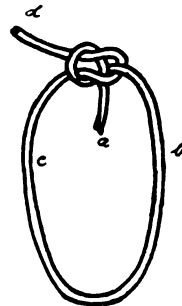


Fig. 12.

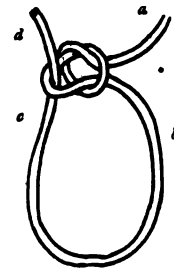


Fig. 13.

Aus dem Bisherigen geht hervor, daß es zulässig ist, den Zug auszuüben, sowohl an *b* und *c*, wie auch an *b* und *d*, wie auch an *a* und *c*. Der Hinterstich oder Weberknoten läßt es also im Gegensatz zum Kreuzknoten zu, daß an allen von ihm auslaufenden Enden Zug ausgeübt wird, ohne daß sich der Knoten löst bzw. verschiebt.

Auch der Weberknoten kann, solange er noch locker ist, ebenso wie der Kreuzknoten durch einseitiges Strammziehen des Fadens *c—d* in eine Form gebracht werden, die nicht mehr als Knoten zur festen Verbindung zweier Seile anzusprechen ist.

Fig. 13 stellt das Gebilde dar. Wird bei dieser Lage der Umschlingung der Faden *a—b* angezogen, während *c—d* straff bleibt, so legt sich der von *a—b* gebildete Knoten nicht um *c—d*, sondern nur um *b*. Es tritt also keine beiderseitige Umschlingung der Fäden ein. In dieser Form ist der Knoten unbrauchbar. Übrigens wird bisweilen die Umschlingung nach Fig. 13 als Ausgang für die Herstellung des richtigen Knotens gewählt.

Bisher wurden die zwei Knotenarten ganz allgemein und vollkommen unabhängig von ihrer Verwendung für die Zwecke des Flugzeugbaues betrachtet. Es standen zwei freie Seilenden zur Verfügung, und das Anziehen, unter Spannung bringen des Seiles konnte, wenigstens bei dem Weberknoten, erst nach Fertigstellung des Knotens erfolgen. Für unsere Zwecke liegen die Verhältnisse wesentlich anders. Hier handelt es sich darum, mit einem fortlaufenden Faden in relativ kurzen Abständen etwa ein Schlauchband an eine Rippe oder Bespannungstoff an ein Schlauchband zu befestigen oder Bespannungstoff beiderseits an die Gurten der Rippen zum festen Anliegen zu bringen. Schematisch stellen nebenstehende Figuren 14 u. 15 dar, wie eine derartige Befestigung zu bewerkstelligen ist.

Beide Arten der Befestigung erfüllen ihren Zweck, insbesondere die nach Fig. 15 hat den Vorzug, daß die einmal hergestellte Umschlingung sich nicht leicht lockert, während

man damit beschäftigt ist, die nächste Umschlingung herzustellen. Beide Arten der Befestigung werden jedoch nicht den Anforderungen gerecht, die man an eine für Flugzeugbespannungen bestimmte stellen muß. Wenn der Faden an irgendeiner Stelle reißt, so löst sich nach und nach unter den

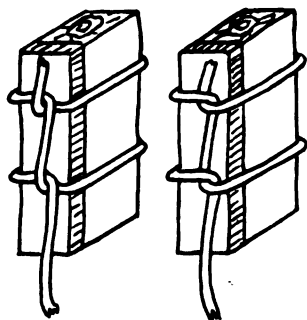


Fig. 14. 15.

Erschütterungen, denen die Tragflächen ausgesetzt sind, die ganze Befestigung Stück für Stück. Es ist unbedingt erforderlich, daß in kurzen Abständen eine vernünftige Verknötung der Fäden stattfindet.

Aus beiden Umschlingungen der Fig. 14 und 15 läßt sich nun sowohl ein Kreuzknoten wie ein Weberknoten herstellen.

Die Fig. 16 u. 18 zeigen den Hinterstich und seine Herstellung. Führt man diesen Knoten aus, so sieht man, daß man die Umschlingung der Rippen nicht zu stramm ausführen darf, wenn der Knoten nicht abrutschen soll. Es bilden sich sonst Schlingen nach Fig. 17, die nicht als einwandfreie Knoten zu betrachten sind. Ein weiterer Nachteil dieser Knoten ist der, daß sich dem Durchziehen des zweiten Stiches eine ziemlich große Reibung entgegensetzt, besonders bei der Herstellung nach Fig. 16.

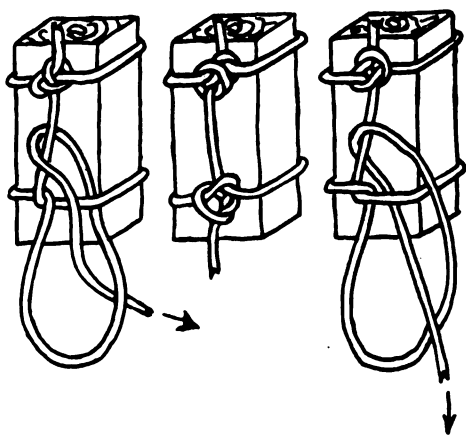


Fig. 16, 17, 18.

Das Abrutschen des Knotens an dem rechtwinkelig geführten Faden entlang über den Knotenpunkt hinaus kann durch einen einfachen Kunstgriff verhindert werden. Man verdreht den Faden einmal, verklankt ihn, bevor man das Fadenende das erstmal durchsticht. Die Fig. 19 u. 20 lassen derartige fertige Knoten und ihre Herstellung erkennen. Die letzte Schlinge kann bei dieser Herstellung nicht leicht über die engen Stellen, an welcher sich die beiden Fäden der Klanke kreuzen, abrutschen.

Der Knoten nach Fig. 19 hat den Vorteil vor dem nach Fig. 20 voraus, daß sich die Klanke einfacher herstellen läßt und beim Anziehen des Fadens nach dem ersten Stich besser an ihre richtige Stelle ziehen läßt. Wenn der Faden nicht sehr gleichmäßig ist, so macht es bei der Ausführung nach Fig. 20 Schwierigkeiten, die richtige Lage der Klanke herbeizuführen, ehe das letzte Durchstechen des Fadens erfolgen kann. Der in den Fig. 19 u. 20 dargestellte Knoten ist derselbe, wie ihn der Fischer für seine Netze gebraucht. Die Herstellung dieses ist allerdings eine wesentlich andere.

Beide Herstellungsarten nach Fig. 19 u. 20 lassen zu wünschen übrig. Die Klanken behindern ein rasches Hinziehen des

Knotenpunktes in die für ihn bestimmte Lage, am meisten bei Fig. 20, während bei Fig. 19 ein zweimaliges Durchstechen erforderlich ist, einmal unter *c* und *d* hindurch und dann durch die Schlinge, die in der Figur von der linken Hand gehalten wird. Bezüglich der Reibung beim Anziehen des zweiten Stiches gilt dasselbe, was hierüber bereits bei den Fig. 16 bis 18 gesagt wurde.

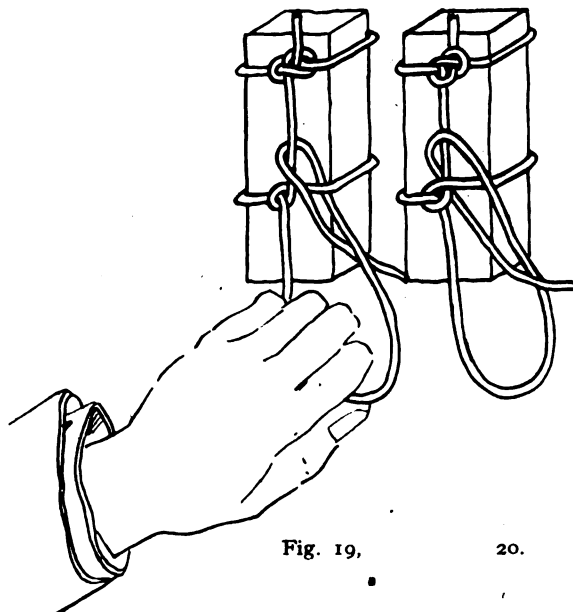


Fig. 19, 20.

Die Anwendung des Weberknotens oder Hinterstiches für unsere Zwecke wäre hiermit erschöpft. Eine fabrikatorisch vollbefriedigende Herstellung hat sich nicht ergeben.

Wie bereits gesagt, kann man, von den Fig. 14 u. 15 ausgehend, auch brauchbare Kreuzknoten erhalten. Da beim Kreuzknoten nur bestimmte Fadenenden gezogen werden dürfen, können nur die Ausführungsformen in Frage kommen, welche einen Zug der Seilenden zulassen, die die Rippen umfassen.

Aus Fig. 14 entsteht der Knoten nach Fig. 21 und aus Fig. 15 der nach Fig. 22. Bei Vergleich der Fig. 22 mit Fig. 18, die wohl allein im Gegensatz zu Fig. 21 u. 16 für die Herstellung in Frage kommen dürften, ergibt sich, daß bei dem Kreuzknoten ein Abrutschen nicht in gleicher Weise zu befürchten ist wie bei dem Weberknoten. Das Seilende *a* stellt sich in viel wirksamerer Weise beim Kreuzknoten dem Abrutschen der anzuziehenden Schlingen entgegen als beim Weberknoten. Es wäre demnach in dem Knoten nach Fig. 22 ein fabrikatorisch einfacher und zugleich einwandfreier Knoten gefunden.

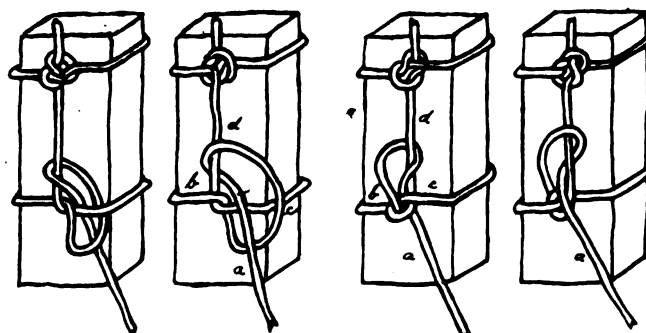


Fig. 21, 22, 23, 24.

Der Vollständigkeit wegen soll noch untersucht werden, ob sich brauchbare Knoten ergeben, wenn wieder vor dem ersten Durchstechen, wie bei Fig. 19 u. 20, verklankt wird.

Fig. 23 u. 24 stellen derartige Knoten dar. Man kann schon aus den Skizzen, ohne sich durch die Wirklichkeit davon zu überzeugen, erkennen, daß das Fadenende *a* sich nur ungern in die Lage ziehen wird, die ihm im fertigen Knoten zugewiesen ist. Die bereits nach dem ersten Durchstechen

erfolgende Anspannung der Fäden preßt zugleich die Fäden *d* und *c* fest aufeinander und läßt den Faden *a* nicht mehr vorbei. Die Knoten, wie sie als fertige gezeichnet sind, entstehen deswegen nur dann, wenn sich die ganze Verbindung bereits etwas gelockert hat. Ein weiterer Nachteil dieser Herstellung ist der, daß der Zug, welcher mit den Seilenden *a* nach dem ersten Durchstechen ausgeübt werden muß, entgegen der Zugrichtung von *d* erfolgen muß, was besonders unangenehm ist, wenn *c* und *b* nicht durch den Stoff, durch welchen sie hindurchgeführt sind, gehalten werden, sondern, wie beispielsweise beim Befestigen des Schlauchbandes auf die Gurtleisten, sich frei an der Gurtleiste verschieben können. Es erübrigt sich, nochmals die Nachteile anzuführen, die bereits bei Fig. 19 u. 20 angeführt wurden und die auch hier zum Teil gelten. Für die Ausführung dürften diese Knoten wohl kaum in Frage kommen.

Von allen möglichen Formen des Kreuzknotens und Weberknotens bleibt nur noch die Ausführung nach Fig. 22 übrig, die empfohlen werden kann.

Es soll zum Schluß noch eine kurze Anleitung gegeben werden, wie dieser Knoten am praktischsten herzustellen ist.

Man sticht mit der Nadel von rechts nach links unter die Gurtleiste her oder durch den Stoff, hält die Nadel mit der rechten Hand so lange fest, bis mit der linken der Faden *d* einmal von oben nach unten um die Nadel gewickelt ist, zieht dann die Nadel durch und zieht mit der linken Hand die Umwicklung der Gurtleiste bzw. den durch das Tuch geführten Stich an und hält das noch freie Fadenende fest, bis der letzte unter *d* von oben nach unten hindurchgeführte Stich ausgeführt ist. Dann legt man einen Finger der linken Hand auf den Knotenpunkt und zieht den Faden mit der rechten Hand fest.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

(Fortsetzung von Seite 261.)

Für die Zündung werden bei den Isotta-Fraschinimotoren je 2 „Marelli“-Zündapparate Typ EM₁₀, Fig. 31, verwendet, die den Boschapparaten des Typs ZH₈ genau nachgeahmt sind. Die beiden Apparate wiegen zusammen samt den Antriebsrädern 13,4 kg.

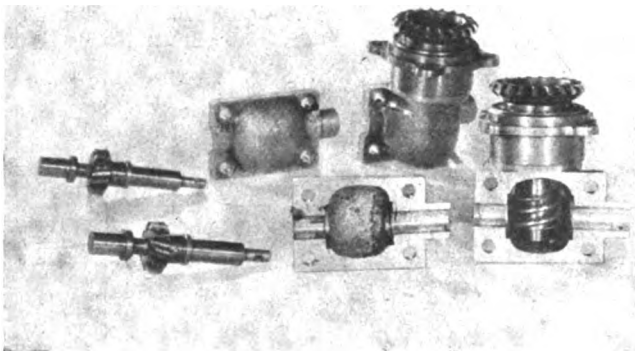


Fig. 28.

Die bei dem Motor verwendeten Zündkerzen tragen die Marke Eyquem, Paris. Sie ähneln bis auf die Befestigung des Isolierkörpers mittels Überwurfmutter aus Bronze den Boschzündkerzen Modell 1914.

Die Befestigung der Propellernabe auf der Kurbelwelle ist sehr einfach und gestattet auch ohne besondere Vorrichtung das Abdrücken der Propellernabe. Sie ist in Zeichn. IX im Schnitt dargestellt.

Was die inneren Details des Motors anbelangt, so ist zunächst die Kurbelwelle und ihre Lager erwähnenswert. Wie die Fig. 32 und Zeichn. VIII zeigt, ist es eine Kurbelwelle, welche ähnlich der 100 PS-Mercedeswelle viermal gelagert ist.

Die ölführenden Hohlräume sind mit eingewalzten Kupferblechdeckeln gegen außen verschlossen. Über die Lagerung und Schmierung der Kurbelwelle geben die Zeichn. X, XI und XII Aufschluß.

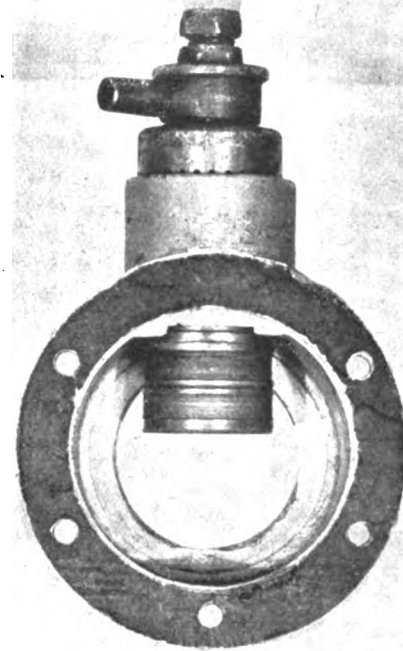


Fig. 29.

Die Lagerschalen sind mit Weißmetall ausgegossene Bronzeschalen, und die Zusammensetzung des Lagermetalls ergab sich mit:

Zinn	92,84 v. H.
Antimon	4,80 v. H.
Kupfer	1,33 v. H.
Blei	0,57 v. H.

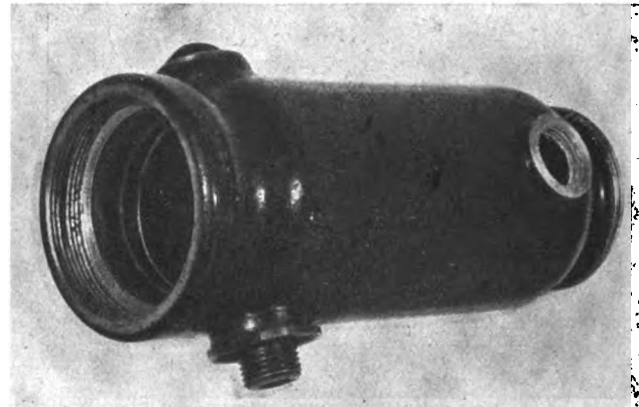
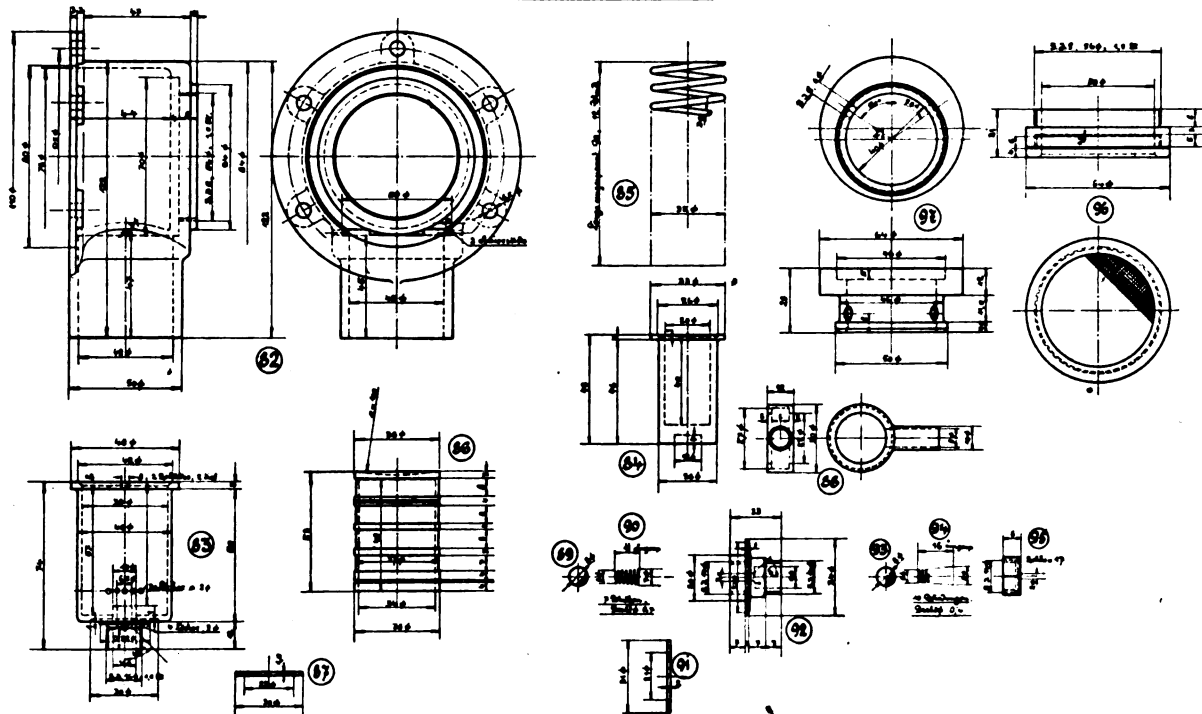


Fig. 30.

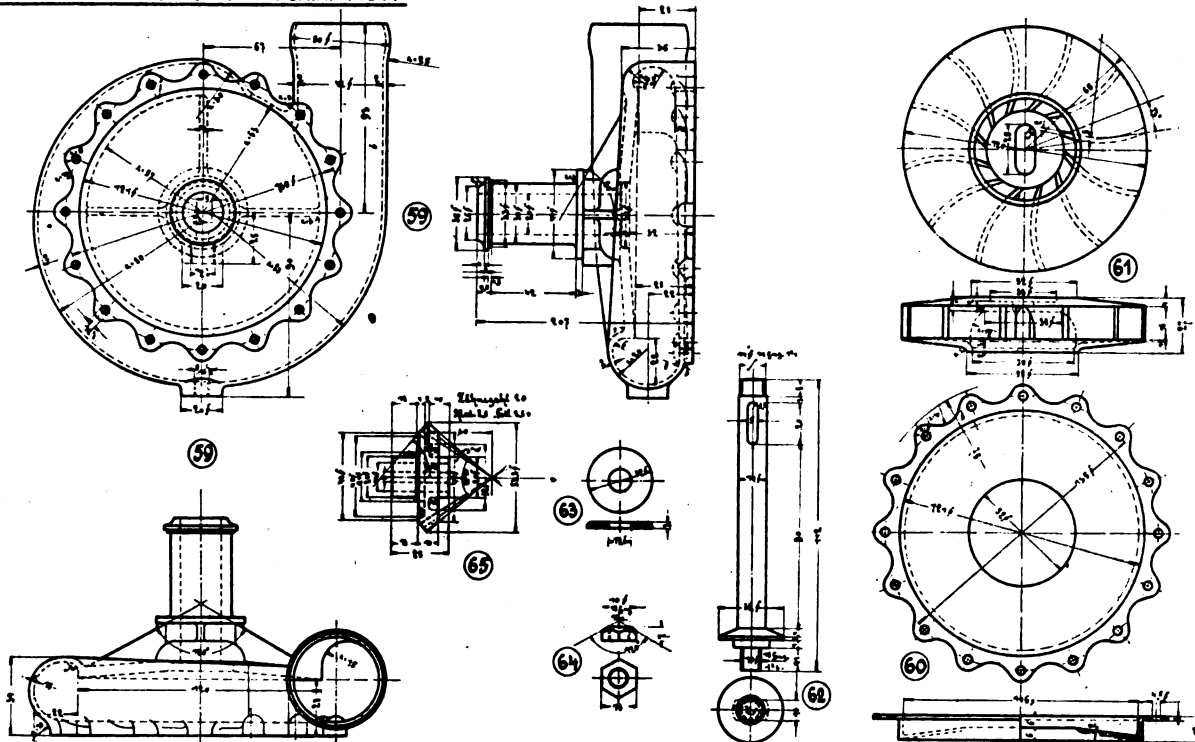
Was die Form der Lagerschalen anbelangt, so weichen sie in einigen von den bei uns gebräuchlichen Formen ab. So ist beispielsweise der Lagermetallausguß nicht bis zur Hohlkehle geführt, sondern endet vor dieser in einer scharfen Kante. Die sichere Verbindung zwischen Ausguß und Schale ist durch die Schwalbenschwanzform des ersteren und durch mitausgegossene Bohrungen der Schale gewährleistet. Zwecks Ölverteilung besitzen alle Lager über fast die ganze Lagerlänge Längsnuten *d* in den Teilfugen. Im mittleren Kurbelwellenlager tritt das Öl durch die Bohrungen *a* und *b* aus einer in der Lagerstelle des Gehäuses rund um das ganze Lager herumführenden Nut, mit einer Quernut gegenüber den

LUFTPUMPE DES 150-160 PS ISOTTA-
FRASCHINI MOT.



Zeichn. XXII.

WASSERPUMPE DES ISOTTA-FRASCHINI MOT.



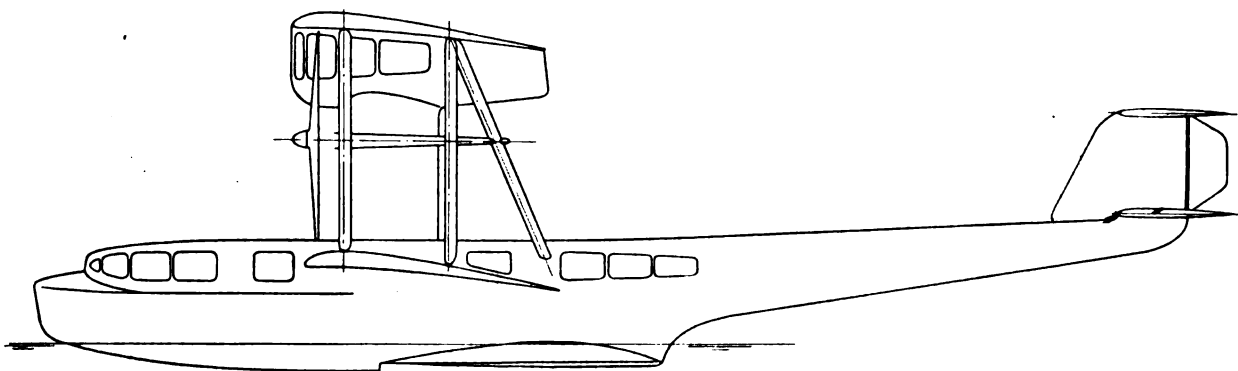
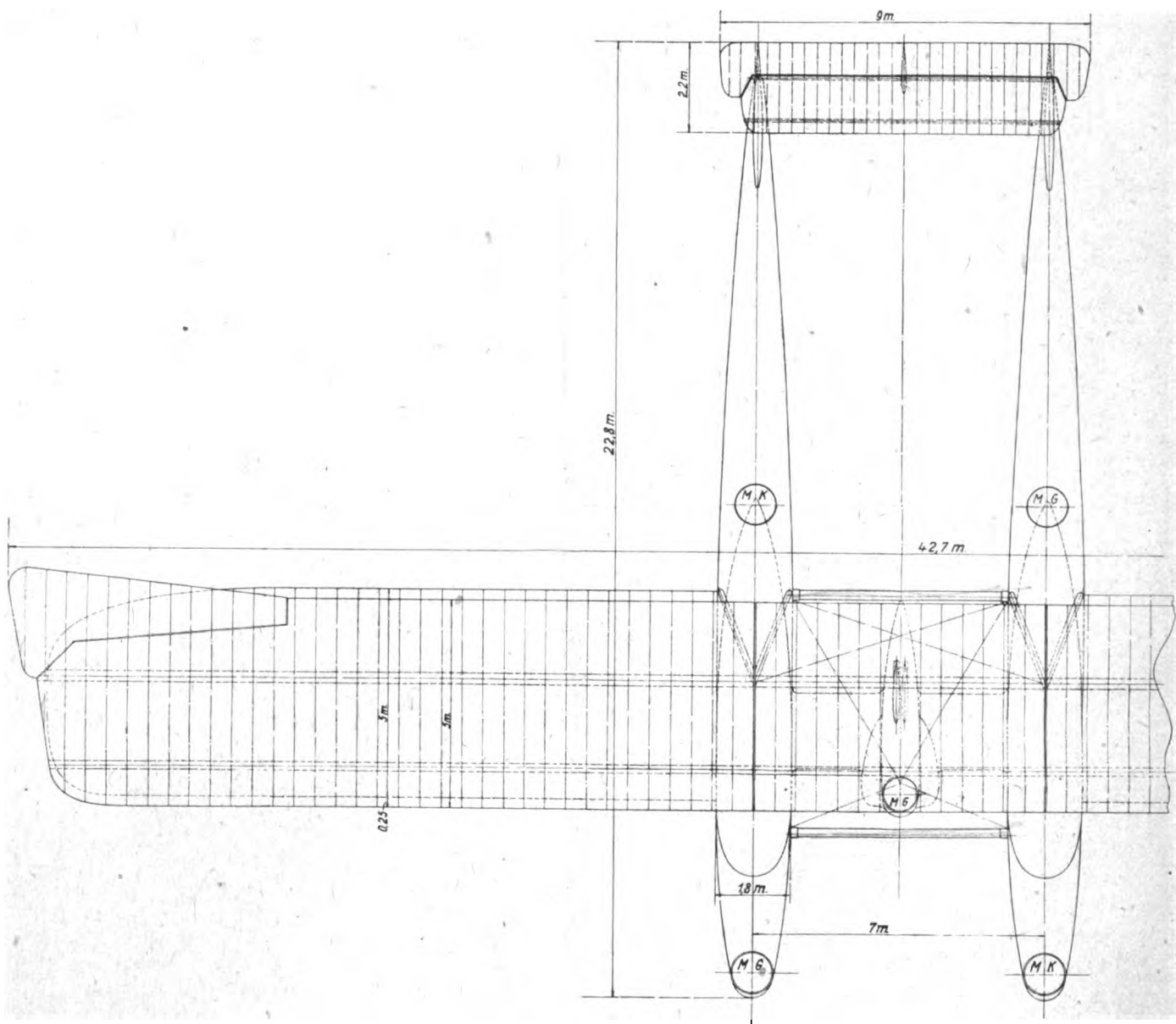
Zeichn. XIV.

Bohrungen *b*, ins Lager ein und verteilt sich von den Schmier-
nuten *e* und *c* gleichmäßig über die ganze Lauffläche. Zur
Schmierung der Pleuelstangenlager tritt das Öl durch zwei
mit den Bohrungen *b* korrespondierende Bohrungen der
Kurbelwelle in diese und von hier zu den Pleuelstangenlagern.
Diese beiden Bohrungen im hohlen Kurbelwellenhals sind
durch keine Zwischenwand getrennt, so daß bei Versagen
einer Ölführung die Schmierung beider Pleuelstangen durch
die andere besorgt wird. (Fortsetzung folgt.)

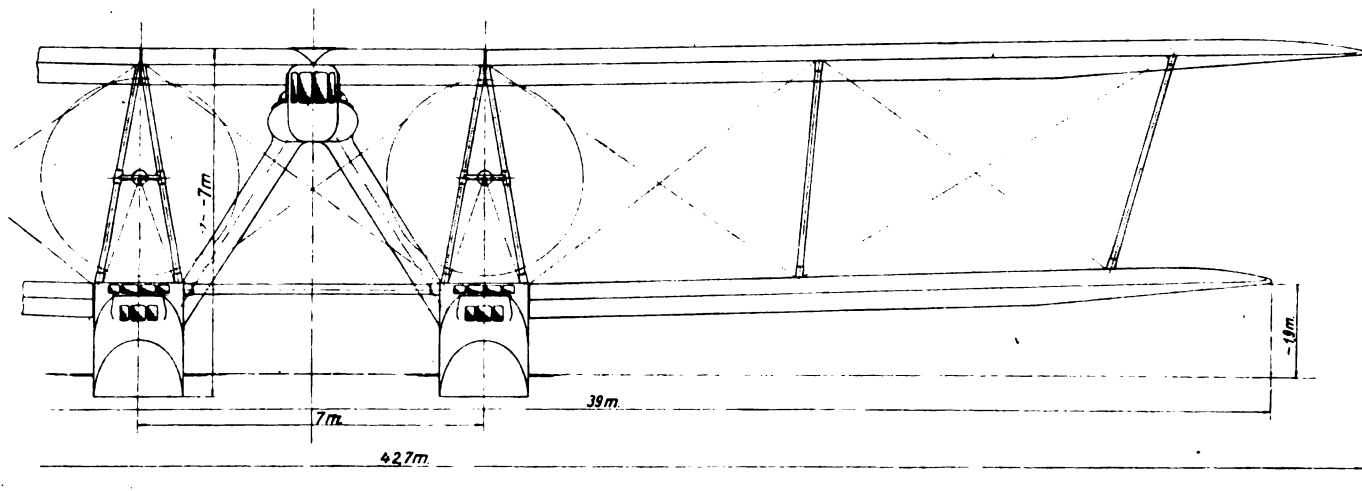
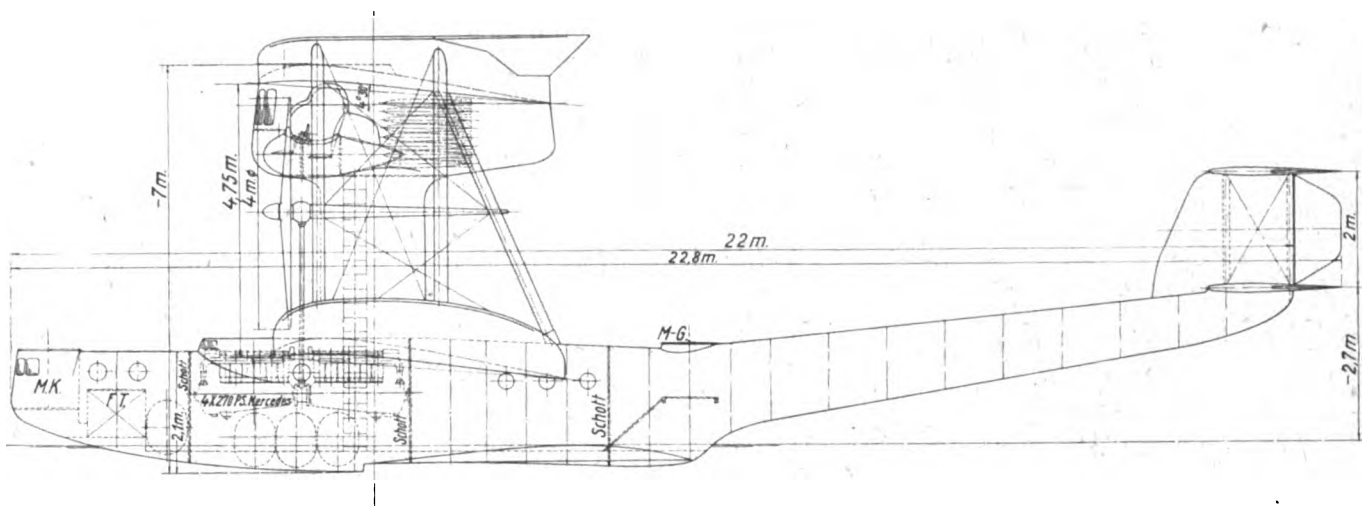
Ein neuartiges See-R-Flugzeug.

Von R. Zschach.

In Heft 9/10 dieser Zeitschrift erschien von mir ein
Artikel über: »Ein neuartiges See-R-Flugzeug«. Leider waren
darin die zum Artikel gehörigen Zeichnungen nicht mit ver-
öffentlicht worden, wodurch die Erläuterungen zum Teil
unklar wurden. Die folgenden Zeilen haben die Aufgabe,
die genannten Mängel zu beseitigen und die beistehenden
Zeichnungen zu erklären.



Figuren zum Aufsatz Zschach, Ein neuartiges See-R-Flugzeug.



Figuren zum Aufsatz Zschach, Ein neuartiges See-R-Flugzeug.

Es war besonders auf die Mängel der jetzt üblichen Seeflugzeug-Formen hingewiesen. Als Forderung ist größere Sicherheit beim Starten und Abwassern, und höchste Seetüchtigkeit beim Schwimmen mit beschädigten Motoren aufgestellt worden. Um dies zu erreichen, war eine Kombination des Flugbootes mit dem Schwimmerflugzeug vorgeschlagen. Der Rumpf und seine Inneneinrichtungen des Schwimmerflugzeuges werden mit in die beiden Schwimmer verlegt und diese nach hinten verlängert, damit sie die Schwanzflächen tragen können. Um zwischen den beiden Booten den Verkehr zu ermöglichen, sind sie durch einen röhrenförmigen Gang miteinander verbunden.

Das Flugzeug baut sich demnach aus zwei nebeneinander liegenden Schwimmkörpern auf, die durch einen V-förmigen Laufgang gangbar, und durch die mittleren Zellenteile sowie durch die Schwanzflächen starr miteinander verbunden sind. Die höchste Stelle des Laufganges erweitert sich zu einem Raume, in dem alle Steuerbedienungshebel und Instrumente untergebracht sind. Er stellt also den Führerraum (Kommandostand) dar. Dazu eignet er sich infolge seiner hohen Lage besonders gut. Vorteilhaft ist die Entfernung von allen größeren Eisenteilen (Motoren, Getrieben usw.). Dennoch läßt, die zentrale Anordnung tadellose Verbindung mit den übrigen Räumen des Flugzeuges zu.

Die Maschinenräume liegen etwa über der Stufe, also in der Nähe des Druckmittelpunktes der Flügel. Dadurch ist von vornherein eine gute Wendigkeit des Flugzeuges gesichert. Um die Motorgeräusche zu isolieren und Seetüchtigkeit der Boote zu erhöhen, sind die Maschinenräume gegen die anderen Abteilungen gut verschottet. Bestehende Verbindungen werden im Bedarfsfalle dicht gemacht. Diese Möglichkeit ist für ein Kriessflugzeug, welches ev. mit beschädigten Antriebsmaschinen und angeschossen auf See niedergehen muß, sehr vorteilhaft. Für das Passagierflugzeug stellt es einen weiteren Sicherheitsfaktor dar.

Über den Aufbau der Zelle und ihre Festigkeit ist schon eingehend geschrieben.

Die gesamte maschinelle Anlage mit allen Hilfsmaschinen ist für jedes Boot getrennt jedesmal in einem besonderen Raume untergebracht. In diese Maschinenräume münden die Laufgänge. Mithin sind Kommandostand und Maschinenräume direkt miteinander verbunden. Die Motoren lassen sich willkürlich vom Getriebe abschalten. Bei verstellbaren Propellern ist es möglich, daß ein Motor allein den Propeller treibt (geringer Wirkungsgrad).

Die übrigen freibleibenden Räume in den Booten (Bodenfläche 25 m²) lassen für 50 Mitreisende bequem Platz. In der beigefügten Skizze ist das Flugzeug zum Passagierflugzeug umgebaut dargestellt. Dabei sind die Boote nach vorn noch etwas verlängert. Die M.-G.-Pivots sind ausgelassen. Dafür wurden die Planken etwas höher gezogen und eine Anzahl Fenster eingesetzt. Die Kommandobrücke ist hier vollkommen geschlossen, was beim Kriessflugzeug nicht angängig schien. Das Innere wird den Anforderungen entsprechend ausgestattet.

Das Flugzeug ist für die Leistung von ca. 1100 PS entworfen. Unter dieser Größe empfiehlt sich nicht mehr, die Boote gangbar miteinander zu verbinden. Dagegen werden die Verhältnisse bei steigender Größe immer vorteilhafter. Während mit der PS-Zahl der Aktionsradius, die Tragfähigkeit und vor allem die Sicherheit wachsen, bleiben die Gewichte für Bedienungsmannschaften und Hilfseinrichtungen fast unverändert.

Graphische Bestimmung des Steigmaßes eines Flugzeuges aus dem Barogramm.

Von E. v. Löbl.

Die Qualität einer Flugzeugkonstruktion in aerodynamischer Hinsicht wird vor allem durch den Wert von c_a^3/c_w^2 beim günstigsten Flugwinkel gekennzeichnet, wenn unter c_a und c_w die Auftriebs- bzw. Widerstandsbeiwerte für das ganze Flugzeug verstanden werden. Die Kenntnis dieses Wertes bei dem ausgeführten Flugzeug ist daher von ausschlaggebender Bedeutung, da sie einen einwandfreien Vergleich mit anderen Konstruktionen erlaubt.

Die Bestimmung von $(c_a^3/c_w^2)_{\max}$ kann aus dem Barogramm eines Steigfluges erfolgen, d. h. eines Fluges, bei welchem der Anstieg bis zu einer, der Gipfelhöhe möglichst nahekommenen Höhe so rasch als möglich erfolgt ist. Bestimmend ist dabei vor allem die Tatsache, daß dieser Wert beim Flug in der Gipfelhöhe verwirklicht wird. Die letztere ist daher zunächst aus dem Barogramm festzustellen. Sie ist jedoch verschieden, je nach dem Verlauf der Luftdichte, welcher wiederum eine Funktion des Temperaturverlaufs ist. Man hat also zunächst das im Flug aufgenommene Barogramm auf einen als Norm festgelegten Temperaturverlauf zu reduzieren. Als solcher kann der den folgenden Gleichungen zugrunde gelegte¹⁾ gewählt und die Reduktion z. B. nach dem Verfahren von Prof. Mises, Straßburg²⁾, ausgeführt werden. Notwendig dazu ist die Kenntnis des Temperaturverlaufs während des Fluges, den man also, am bequemsten mittels Thermographen, ebenfalls zu registrieren hat.

Der Feststellung der Gipfelhöhe aus diesem »gereinigten« Barogramm seien zwei verschiedene Gleichungen zugrunde gelegt, welche beide der Kannschen Arbeit in Heft 6 von Band I der Techn. Berichte der Flugzeugmeisterei, »Die Steigfähigkeit der Flugzeuge«, entnommen sind. Die erste lautet:

$$t_x = 3.42 \cdot \frac{G}{N_0 \cdot \eta} \cdot 0.9^{-z_x} \cdot \lg \frac{1 - 0.9^{\frac{z_x}{2}}}{1 - 0.9^{\frac{z_x - z_z}{2}}} \quad (1)$$

Der Faktor G/N_0 , die Leistungsbelastung, ist für das betreffende Flugzeug von vornherein bekannt, über η , den Schraubenwirkungsgrad, ist man sich jedoch zunächst nicht im klaren, da er mit der Flughöhe schwankt. Es läßt sich jedoch an Hand der Eiffelschen Versuche zeigen³⁾, daß man keinen großen Fehler begeht, wenn man $\eta = \text{konst.} = 0.7$ setzt. Man kann dann Gleichung (1) in der Form schreiben

$$\lg t_x = \lg 4.63 \cdot \frac{G}{N_0} \cdot 0.9^{-z_x} + \lg \left\{ \lg \frac{1 - 0.9^{\frac{z_x}{2}}}{1 - 0.9^{\frac{z_x - z_z}{2}}} \right\} \quad (1')$$

und nunmehr in einem Diagramm zur Darstellung bringen, wie dies in Fig. 1 geschehen ist.

Die Werte der linken Gleichungsseite sind auf der Ordinatenachse aufgetragen und die dazu gehörigen Numeri auf der nach links gezogenen, jedoch positiven Abszisse. Der erste Summand der rechten Gleichungsseite ist, als Funktion der Gipfelhöhe, rechts oben eingetragen, wobei der Numerus des \lg mit k bezeichnet wurde. Man erhält für jeweils konstant gesetztes G/N_0 je eine Kurve, durch Abwandeln der praktisch vorkommenden Leistungsbelastungen also eine Kurvenschar.

Ganz analog ist die Kurvenschar für den zweiten Summanden der rechten Gleichungsseite entstanden, wobei jeweils die Steighöhe z_x konstant gelassen wurde, die positive Ordinate jedoch nach abwärts gezogen ist. Der Numerus des \lg ist mit k' bezeichnet.

Das Aufsuchen der Gipfelhöhe aus diesem Diagramm erfolgt folgendermaßen:

Dem Barogramm entnimmt man t_x zu einem möglichst hochliegenden z_x (gerade Kilometerzahl!). $\lg t_x$ wird in den Zirkel genommen und an die entsprechende $\lg k$ -Kurve derart angetragen, daß die untere Zirkelspitze auf die entsprechende

¹⁾ Für 8000 m-Barographen-Streifen der Flugzeugmeisterei D, s. TBI, Heft 6, S. 255:

$z_x = 0 \quad 1000 \quad 2000 \quad 3000 \quad 4000 \quad 5000 \quad 6000 \quad 7000$
Temp. = 10° 5,3° 0,8° — 5,5° — 12° — 19,5° — 28° — 39°

²⁾ Z. f. F. u. M. 1917, S. 175, Fig. 4.

³⁾ Die diesbezüglichen Eiffelschen Versuchsergebnisse lassen sich durch die empirische Gleichung

$$\eta_z = \frac{1}{2} \cdot \eta_{\max} \cdot \frac{30}{35} \cdot 0.9^{-\frac{z}{2}} \left[3 - \left(\frac{30}{35} \right)^2 \cdot 0.9^{-z} \right]$$

wiedergeben, wobei η_z der Schraubenwirkungsgrad in Höhe z ist.

Man findet für:

$$z = \begin{cases} 1,5 \text{ km} \\ 2,5 \text{ „} \\ 3,5 \text{ „} \\ 4,5 \text{ „} \\ 5,5 \text{ „} \end{cases} \quad \frac{\eta_z}{\eta_{\max}} = \begin{cases} 2,32 \\ 2,315 \\ 2,325 \\ 2,31 \\ 2,26 \end{cases}$$

so daß man berechtigt ist, $\eta = \text{konst.}$ zu setzen.

$\lg h'$ -Kurve zu liegen kommt. Um dies zu ermöglichen, müssen die Diagramme auf Millimeterpapier aufgetragen sein. Die zu diesem Punkt gehörige Abszisse stellt die Gipfelhöhe dar. Die andere Gleichung, nach welcher sich die gestellte Aufgabe lösen läßt, lautet:

$$\Delta t^2 = 4,63 \frac{G}{N_0} \cdot 0,9^{-z_2} \cdot \lg \frac{1 - a \cdot 0,9^{\frac{z_2}{2}}}{1 - b \cdot 0,9^{\frac{z_2}{2}}} \quad (2)$$

wenn wieder $\eta = \text{konst.} = 0,7$ gesetzt wird und

$$a = 0,9^{\frac{-z_1}{2}}$$

$$b = 0,9^{\frac{-z_1}{2}}$$

bedeutet.

Man kann sie auch in der Form schreiben:

$$\lg \Delta t^2 = \lg 4,63 \frac{G}{N_0} \cdot 0,9^{-z_2} + \lg \frac{1 - a \cdot 0,9^{\frac{z_2}{2}}}{1 - b \cdot 0,9^{\frac{z_2}{2}}} \quad (2')$$

und nunmehr ebenfalls zeichnerisch, nach Fig. 2, zur Darstellung bringen.

Man hat wieder Δt^2 auf der positiven Ordinatenachse. Δt auf der negativen, jedoch positiv gerechneten Abszisse. Der erste Summand der rechten Gleichungsseite ist derselbe wie in Gleichung (1'), der zweite ergibt für jeweils konstantes z_2 (oberer Wert!) und eine konstante Differenz $z_2 - z_1 = 1 \text{ km}$ eine Kurvenschar, wobei für jede Kurve für $z_0 = z_1 h''$, der Wert des \lg unendlich groß wird.

Das Aufsuchen der Gipfelhöhe erfolgt nun derart, daß man für eine Höhenstufe $z_2 - z_1$ das dazugehörige Δt dem Barogramm entnimmt. Im folgenden ist das Verfahren dasselbe wie bei Fig. 1.

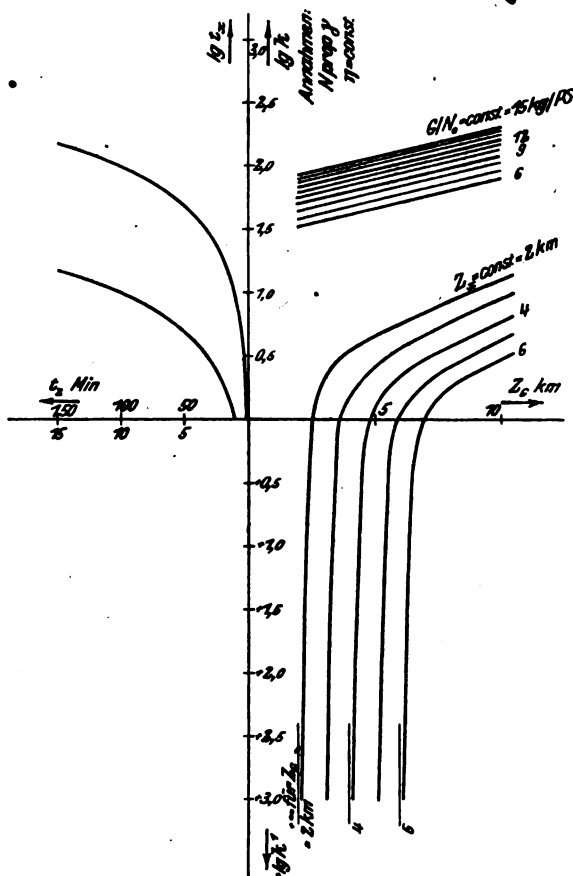


Fig. 1.

Die zweite Art hat jedoch den Vorteil, daß man auch auf einem unvollständig vorliegenden Barogramm, bei welchem beispielsweise der Anstieg mehrmals gestört wurde, die Gipfelhöhe ermitteln kann, wenn nur eine Stufe von 1000 m einwandfrei durchstiegen wurde.

Den Gleichungen (1) und (2) bzw. (1') und (2') liegt die Annahme zugrunde, daß die Motorleistung nach dem Gesetz γ_z mit der Höhe abnimmt. Für eine andere Leistungscharakteristik kann man sich leicht die Gleichungen und damit die Tafeln abändern, ähnlich wie es für Fig. 3 beschrieben

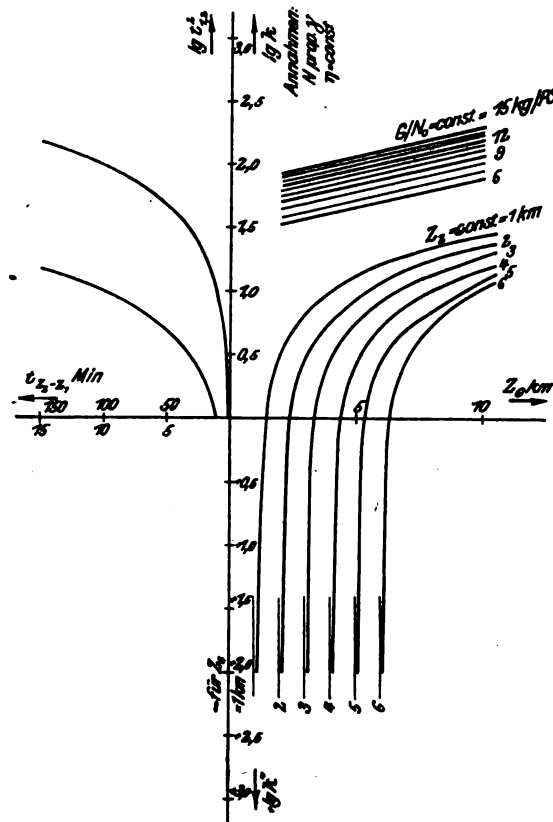


Fig. 2.

ist. Es ändert sich dann die Konstante 3,42 bzw. 4,63. In Fig. 1 und 2 erhält man soviel Kurvenscharen für den ersten Summanden der rechten Gleichungsseite, als man Leistungscharakteristiken zugrunde gelegt hat.

Nach Bestimmung der Gipfelhöhe soll nun die eigentliche Aufgabe, die Ermittlung von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max}$, gelöst werden. Zwischen beiden Größen besteht nach Kann die Beziehung

$$z_0 = k \lg \left\{ 358 \frac{\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max} \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \frac{G}{F}} \right\},$$

welche man umgeformt schreiben kann:

$$\lg \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max} = \frac{z_0}{k} - \lg \frac{358 \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \frac{G}{F}} \quad (3)$$

Ganz ähnlich den beiden vorhergehenden ist diese Gleichung in Fig. 3 dargestellt: Auf der Ordinatenachse $\lg \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max}$ auf der nach links gezogenen, jedoch positiven Abszisse die zugehörigen Zahlenwerte. Der erste Summand der rechten Gleichungsseite ergibt Gerade oder Kurven, je nachdem k für jede Höhe konstant bleibt oder sich ändert. Das erstere trifft vor allem für die 4 bei Kann behandelten Leistungsgesetze zu, welche in den Geraden 1 bis 4 wiedergegeben sind. Bei Gerade 1 bleibt die Motorleistung in jeder Höhe gleich (idealer Höhenmotor), bei Gerade 2, 3, 4 fällt sie entsprechend

$$\left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0}\right)^{0,5}, \frac{\gamma_z}{\gamma_0}, \left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0}\right)^{1,5}.$$

Liegt für einen Motor die Leistungscharakteristik fertig vor, so kann man sich das für ihn geltende z/k für jedes z

auf Grund der Gleichung

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} \right)^n$$

ermitteln. Aus N_0 , γ_0 ; N_z , γ_z findet man

$$n = \frac{\ln \frac{N_z}{N_0}}{\ln \frac{\gamma_z}{\gamma_0}}$$

Zu jedem Wert von n gehört ein bestimmter Wert von k , wie er in Fig. 4 eingetragen ist.

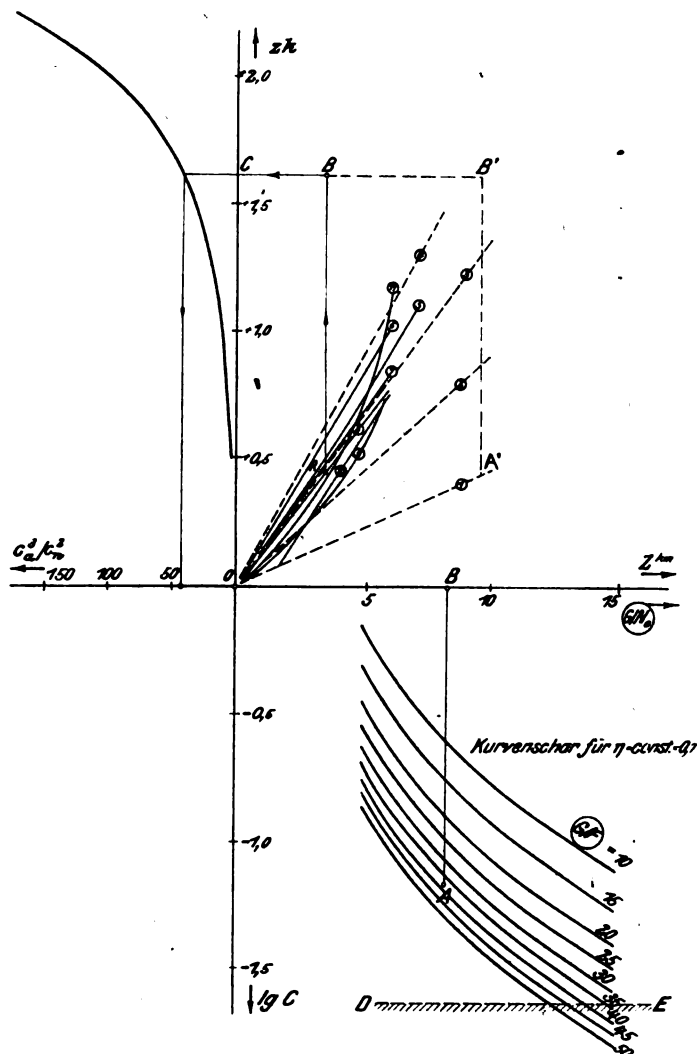


Fig. 3.

Nr.	Motor	Bemerkung
(1)	—	Mot.-Leistung prop. γ_0
(2)	—	„ „ „ $(\gamma_z/\gamma_0)^{0.5}$
(3)	—	„ „ „ γ_z/γ_0
(4)	—	„ „ „ $(\gamma_z/\gamma_0)^{1.5}$
(5)	160 PS Mercedes	
(6)	D IV a	nach T. B. III, I, S. 2 Fig. 1 (1) »Luft durch Kurbelgehäuse.«
(7)	„	„ „ „ (2) identisch (3)
(8)	„	„ „ „ (3) »Temperaturverlauf berücksichtigt.«
(9)	Mb IV a	„ „ „ S. 6 Fig. 5 (1) Leichtbenzin $\gamma = 0.708$
(10)	„	„ „ „ (2) Schwerbenzin $\gamma = 0.75$
(11)	Mb HS Lu	„ „ „ (4) Leichtbenzin

Auf diese Weise wurde eine Reihe von Motoren dargestellt, deren Leistungskurven größtenteils aus den Untersuchungen in der Unterdruckkammer des Luftschiffbau Zeppelin in Friedrichshafen stammen, welche von W. G. Noack im T. B. Bd. III, Heft 1, beschrieben sind.

Es stellt dar:

Kurve Nr. 5 den 160 PS-Mercedesmotor

»	»	6	»	Motor D IV a nach Noack, Fig. 1, Kurve Nr. 1					
»	»	7	»	»	»	»	»	»	2
»	»	8	»	»	»	»	»	»	3
»	»	9	»	Mb IV a	»	»	»	»	1
»	»	10	»	»	»	»	»	»	2
»	»	11	»	Mb HSLu	»	»	»	»	4

Kurve Nr. 3, Fig. 5 im Aufsatz Noack, d. h. diejenige des mit Benzol betriebenen Mb IV a-Motors, deckt sich fast völlig mit unserer Kurve 8, unsere Kurve 7 verwirklicht fast völlig genau das Gesetz der Motorleistungsabnahme proportional der Luftdichte.

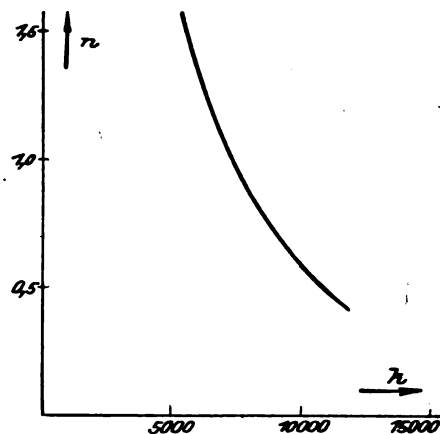


Fig. 4.

In Zukunft, wenn einmal die Charakteristik jeder Type mit verschiedenen Vergasern und Vergasereinstellungen vorliegt, wird man gut tun, diese Motorkurven ähnlich den Profiluntersuchungen in eigenen Tafeln zusammenzulassen und bei Benützung derartiger Diagramme nur die jeweils in Betracht kommenden unter das auf durchsichtiges Papier aufgetragene Diagramm zu legen.

Wir kommen zur Darstellung des zweiten Summanden der rechten Seite unserer Gleichung (3). Er ergibt, in Abhängigkeit von G/N_0 , eine Kurvenschar mit einem konstanten Wert für G/F , der spezifischen Flächenbelastung, für jede Kurve.

Das Aufsuchen der Steigzahl vollzieht sich nun ganz analog der z_0 -Bestimmung. Man kennt G/N_0 und G/F des betreffenden Flugzeuges, nimmt den entsprechenden $\lg C$ in den Zirkel und trägt ihn über dem zutreffenden z/k an. An der Ordinatenachse ist dann $\lg (c_a^3/c_w^2)_{\max}$ abzulesen und an der nach links gerichteten Abszisse der zugehörige Zahlenwert.

Liegt umgekehrt ein Flug noch nicht vor, hat man sich aber $(c_a^3/c_w^2)_{\max}$, G/F und G/N_0 rechnerisch bestmöglich ermittelt und weiß man, welchen Motor man einbauen will, so kann man in leicht ersichtlicher Weise die Gipfelhöhe ermitteln.

Um die vielseitige Anwendbarkeit von Fig. 3 anzudeuten, möge das folgende Beispiel genügen:

Ein Flugzeug (z. B. ein Verkehrsflugzeug) besitze ein Leergewicht von 4000 kg und eine Nutzlast von 2500 kg, also ein Gesamtgewicht von 6500 kg.

Es sei mit 3 D IV a-Motoren von insgesamt 780 PS Bodenleistung ausgestattet; seine gesamte Tragfläche betrage 170 m². Sein G/N_0 beträgt also 8,34 kg/PS, sein G/F 38 kg/m². Der zweite Summand rechts in der Gleichung (3) ist dann durch die Strecke AB dargestellt. Ein Versuchsflug habe eine »reine« Gipfelhöhe von 3,5 km ergeben. Wir tragen AB an der Motorleistungskurve 3 über $z_0 = 3,5$ km an und finden links unten ein $(c_a^3/c_w^2)_{\max}$ von 42.

Es sei eine Gipfelhöhe von 6 km gefordert gewesen. Wird diese beim Einbau einer Gebläseanlage erreicht? An Stelle von Motorkurve 3 tritt jetzt 1 in Ermangelung einer genauen Versuchskurve, sie ergibt eine Gipfelhöhe von 9,5 km (A'B'), vorausgesetzt, daß die Nutzlast um das Gewicht der Gebläseanlage verringert wurde. Im Gegenfalle ist auch AB zu ändern.

Schwebeforderung für das Flugzeug ist, daß $AB \leq CO$. Die Grenze ist mit DE eingetragen usw.

Man sieht, daß sich Fig. 3 besonders gut zum raschen Überblick über den Nutzen von Umbauten, sobald die ersten Versuchsflüge eines Flugzeugtyps vorliegen, eignet.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung von Seite 264.)

Für die kommende Entwicklung werden die Überlandflüge eine ausschlaggebende Rolle spielen. Je größer die zurückgelegte Strecke ohne Unterbrechung ist, um so mehr kommen die Vorzüge des Flugzeugs zur Geltung, und auch die Ko-

verlusten unterbrochener Überlandflüge wird das Fliegen bei Nacht erforderlich. Nachtflüge werden, wenn die Vorzüge des Flugzeuges für einen Verkehr seine Nachteile überwiegen sollen, infolgedessen auch in der Zukunft eine sehr wichtige Rolle spielen. Ihre Anwendung im Felde war anderer Ursache. Durch Nachtflüge konnte man sich der feindlichen Einwirkung sehr weitgehend entziehen. Bei der am Tage stetig gesteigerten, gegenseitigen Verhinderung der Tätigkeit in der Luft hat man infolgedessen in den letzten Kriegsjahren nicht nur Nachtflüge zum Bombenschleppen verwendet, sondern auch nächtliche Artillerie-Einschießen sowie nächtliche Aufklärung mit dem Flugzeug durchgeführt. Die Geländebeleuchtung geschah beim letzteren durch Leuchtbomben, die vom Flugzeug abgeschossen wurden und deren Fallgeschwindigkeit durch einen Fallschirm vermindert war.

Die Hauptschwierigkeiten der Nachtflüge liegen im Landen und Orientieren. Es ist hier zwischen Landungen bei fast völliger Dunkelheit und solchen bei Mondschein zu unterscheiden. Landungen bei Mondschein sind, da sich dabei das Gelände von oben noch besser als von der Erde aus erkennen läßt, unter der Voraussetzung nicht mit Schwierigkeiten verbunden, daß die Platzverhältnisse zum Landen günstig sind. Eine künstliche Beleuchtung des Platzes kann man bei Mondschein ersparen, jedoch empfiehlt es sich, durch stark abgeblendete, farbige Lichter dem Flugzeugführer die brauchbare Landerichtung gegen den Wind sowie die Ausdehnung des zum Landen geeigneten Geländes kenntlich zu machen. Eine Anordnung

und Verteilung der Lichter auf dem Platze derart, daß man kurz vor zwei grünen Lichtern die Maschine zum Landen abfährt, zwischen diesen Lichtern hindurch in Richtung auf ein rotes Licht ausschweift und daß die Maschine etwa bei diesem Lichte zum Stehen gelangt, hat sich sehr gut bewährt. Es ist dem Flugzeugführer dann möglich, in der Gegend des roten Lichtes, falls erforderlich, noch einmal Gas zu geben und von neuem die Landung zu versuchen. Das Landen ohne natürliches Licht ist wesentlich schwieriger und in den meisten Fällen gefährlich, wenn man keine künstliche Beleuchtung zu Hilfe nimmt. Am besten hat sich die nächtliche Beleuchtung des Landegeländes mit Scheinwerfern bewährt, die auf dem Platze so aufgestellt sind, daß sich ihre Lichtstrahlen kreuzen und daß sie dem Landeflugzeug nicht gefährlich werden können. Die mittlere Richtung zwischen beiden Strahlrichtungen der Scheinwerfer hat hierbei die erforderliche Landerichtung zu sein, also die Richtung gegen den Wind. Es ist darauf besonderer Wert zu legen, daß die Scheinwerfer nach oben und schräg nach oben gut abgeblendet sind. Sie können sonst sehr leicht dem Flugzeug durch Blendung des Führers verderblich werden. Ist man geblendet und sieht man infolgedessen nichts mehr von seiner Umgebung, so hat man keinen Anhaltspunkt mehr für die Lage der Maschine im Raum. Die Folge kann dann in ähnlicher Weise wie bei längeren Fliegen in den Wolken sein, daß der Führer die Gewalt über die Maschine verliert. Im Felde hat man infolgedessen die Scheinwerfer fast als Waffe oder Abwehr-



Fig. 17.

Großflugzeug mit Holzrumpf. Gotha-GL VII. 2 Stück 260 PS-Maybach-Motoren. Schnellstes Großflugzeug (180 km/h). Großer Aktionsradius und große Nutzlast.

sten werden dann verhältnismäßig geringer. Die Erhaltung eines geeigneten Flugzeugführerstammes wird durch diese vorzubestimmende Entwicklung zur unbedingten Forderung. Mehr als es bisher geschehen ist, muß hierfür in ge-



Fig. 18.

Bug eines Staakener R-Flugzeuges (Lizenzbau von Schütte-Lanz) mit 4 Stück 260 PS-Mercedes-Motoren. Verbindung von großer Nutzlast mit großem Aktionsradius.

eigneter Weise gesorgt werden. Auch auf die Entwicklung der Typen wird die Erforderlichkeit großer Überlandflüge weiter von Bedeutung sein. Im Kriege spielten Überlandflüge besonders bei den Fernaufklärungen sowie bei den Bombenflügen gegen entfernte Ziele eine Rolle. Auch hier wurden besondere Typen entwickelt, die mit dem Tragen großer Nutzlasten großen Aktionsradius verknüpfen mußten (siehe Fig. 10—12, 17—19, 22 bis 24, 26—28).

Nachtflüge.

Für die Durchführung großer, nicht durch Zwischenlandung mit Zeit-

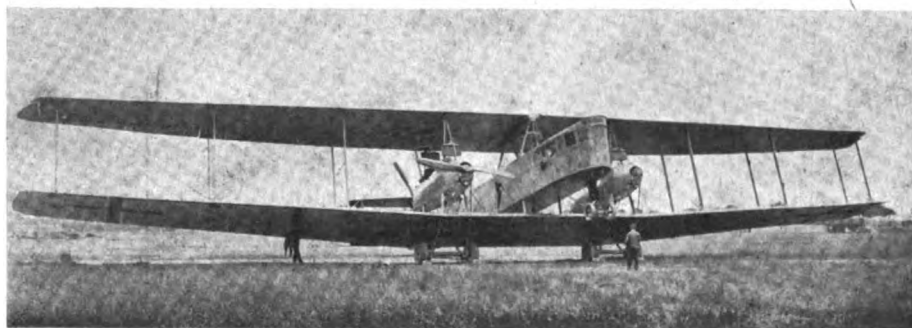


Fig. 19.

Letzter Staakener R-Typ. 4 Motoren in Seitengondeln, Rumpf zwischen oberem und unterem Tragdeck.

mittel gegen nächtliche Flugzeuge benutzt. Ihrer Verwendung im Felde sowie ihrer Wirkung ist es wohl auch zuzuschreiben, daß die Schwierigkeiten bei Nachtflügen durch die beschränkte räumliche Orientierung, die natürlich vorhanden sind, im allgemeinen sehr überschätzt worden sind. Es ist selbst bei anscheinend völliger Dunkelheit möglich, den Horizont vom Flugzeug aus festzustellen und danach die Lage der Maschine zu richten. Ernstere Schwierigkeiten liegen bei Nachtflügen fast nur im Landen auf unvorhergesehenem Gelände. Das einzige einigermaßen nützliche Mittel bildet hier die Verwendung der schon erwähnten Leuchtbomben, mit deren Hilfe es möglich ist, in manchen Fällen rechtzeitig geeignetes Gelände auszusuchen und bei künstlicher Beleuchtung nachts notzulanden. Die Mitnahme solcher Leuchtbomben ist daher für Nachtflüge stets ratsam. Die darauf gesetzten Hoffnungen haben nicht gerechtfertigt die oft versuchte Verwendung eines unter dem Rumpfe des Flugzeuges befindlichen Scheinwerfers, der kurz vor dem Landen in Tätigkeit treten sollte. Besonders unangenehm wird bei dieser Methode empfunden, daß bei Änderungen in der Lage der Maschine derartige Änderungen in den Beleuchtungsverhältnissen auftreten, daß sie das richtige Einschätzen der Entfernungen vom Boden außerordentlich erschweren und fast unmöglich machen. Die Verwendung besonderer, zum Einschätzen der Entfernung vom Boden dienender Hilfsvorrichtungen erübrigt sich bei der Beleuchtung des Platzes mittels Scheinwerfern in der angegebenen Weise völlig.

Das Orientieren nachts bei Mondschein ist bei einiger Übung und nicht besonders ungünstigen Sichtverhältnissen nicht so schwierig, als es gewöhnlich gehalten wird. Sehr gut heben sich durch einen charakteristischen Glanz bei nächtlicher Beleuchtung Wasserflächen, z. T. auch versumpfte Gelände, ab. Deshalb sind diese in erster Linie für die Orientierung bei Nacht zu gebrauchen. Daneben sind die besten Orientierungsmittel bei Nacht Lichtquellen. Als solche kommen sowohl die in Betracht, welche nicht besonders für den Zweck der Orientierung des Flugzeuges angelegt sind, als Lichtsignale, die nur dem Flugzeug dienen. Verbindet man die Verwendung von Lichtsignalen mit der des Kompasses bei Nacht, so ist ein Verfehlen in der Orientierung bei einigermaßen guter Sicht kaum mehr möglich. Auch bei diesen Blinklichtern muß darauf Rücksicht genommen werden, das eine Blendung des Flugzeugführers nicht eintreten kann. Bei einigen Lichtsignalen ist dies bisher nicht genügend beachtet worden. Die Verwendung farbiger Lichtsignale bietet hierfür das beste Mittel zur Abhilfe und kann gleichzeitig noch dazu dienen, dem Flugzeugführer die sichere Unterscheidung der einzelnen Signalstationen zu ermöglichen. Für die Zeit, in der das Reise-Flugzeug einmal ein konkurrenzfähiges Verkehrsmittel für sehr große, in kurzer Zeit zurückzulegende Strecken darstellen wird, ist der Ausbau eines solchen Leuchtsignalnetzes wahrscheinlich zu erwarten. Das Fliegen nur nach dem Kompaß bei Nacht ist nicht genau genug, um nachts einen Landeplatz bestimmt zu erreichen. Insbesondere spielen dadurch Lichtquellen auf Landeplätzen eine große Rolle, daß sie geeignet sind, den Platz bei Nebel von oben kenntlich zu machen.

Wegen der fliegerischen Schwierigkeiten bei Nacht infolge der geringeren Anhaltspunkte für die Lage der Maschine im Raum hat man in den letzten Jahren des Krieges für Nachtflüge auch besondere Typen, deren militärische Bezeichnung N-Flugzeuge war, konstruiert. Sie hatten nach Möglichkeit die Flugleistungen der übrigen Frontflugzeuge mit solchen Flugeigenschaften zu verbinden, die denjenigen der Schulmaschinen ähnlich waren. Hier seien als Beispiele neben den zum Bombenschleppen dienenden Groß-Flugzeugen der verschiedensten Typen ein Nachtflugzeug der AEG sowie eine Sablatnig-Nachtmaschine genannt, deren Verwendung im Felde derjenigen der Frontflugzeuge bei Tage entsprach. Die mit diesen Maschinen gesammelten Erfahrungen über die Vereinigung großer Flugleistungen mit günstigen Flugeigenschaften sind für die Konstruktion von Gebrauchsflugzeugen in erster Linie verwertbar. So hat Sablatnig seinen früheren Nachtmaschinentyp bereits in ein Verkehrsflugzeug mit geschlossener Kabine für 3 Fluggäste umgebaut und damit gute Erfolge erzielt.

Eine rechtzeitige Regelung in der Frage über die Anbringung von Bordlichtern an den bei Nacht fliegenden Flugzeugen

erscheint notwendig, um nicht durch vermeidbare Unfälle das Vertrauen der nicht selbst fliegenden Menschen zum Flugzeug zu unterbinden, auf das für die Weiterentwicklung des Flugwesens außerordentlich viel ankommt.

Das Verhalten bei Wolken und Nebel.

Wolken und Nebel können das größte Hindernis für die planmäßige Durchführung von Flügen sein, während heutzutage die Windgeschwindigkeiten kaum noch als Hindernis betrachtet werden dürfen. Befinden sich die Wolken in größerer Höhe als der normalen Flughöhe, so werden sie nur dann unangenehm empfunden, wenn sie regnen. Meist gelingt es, die regnenden Wolkenexemplare von den anderen rechtzeitig zu unterscheiden. Es empfiehlt sich, regnende Wolken zu umfliegen, da es einerseits unangenehm ist, im Regen zu fliegen, und außerdem die Maschine, besonders der Propeller, darunter leidet. Eine Unmöglichkeit ist auch ein längeres Fliegen im Regen jedoch keineswegs, so daß selbst bei Regen eine planmäßige Durchführung von Flügen heutigentags möglich ist. Kommt also ein Umfliegen nicht in Betracht, so kann man unter den Wolken bleiben; ein Hindurchziehen durch die Wolken ist nicht mehr ratsam. Es hat die großen Nachteile, daß man die Dicke der Wolkendecke nicht kennt und daß man für die weitere Orientierung nur auf die Uhr und den Kompaß angewiesen ist. Außerdem ist man über etwa in der Gegend des Landeplatzes liegende Nebelgebiete dann nicht unterrichtet. Die Dicke der Wolkenschicht beträgt oft mehrere tausend Meter, und es ist dann nicht möglich, wirklich die Wolkendecke zu durchstoßen, ohne vorher das Gefühl für die Lage der Maschine im Raum infolge des Fehlens von Anhaltspunkten für das Auge des Führers zu verlieren. Landungen im Nebel sind meist mit Unfällen verbunden. Während für das Durchziehen durch eine Wolkendecke Instrumente zur Lagenanzeige des Flugzeugs nützlich sein können, bieten sie keinen Schutz bei Landungen im Nebel.¹⁾ Bei teilweiser Bewölkung innerhalb der gebräuchlichen Flughöhen muß man von Fall zu Fall entscheiden, ob man unter oder über der Wolkendecke fliegen will. Angenehmer ist es im allgemeinen über einer Wolkendecke, da dort die unter einer solchen lebhafteren Luftströmungen wegfallen und infolge Fortfallens dieser Böen das Fliegen weniger Aufmerksamkeit beansprucht. Schwieriger gestaltet sich das Fliegen über den Wolken dadurch, daß die Orientierung schwerer ist. Stets ist es ratsam, unter die Wolkendecke zu gehen, wenn diese sich völlig zuzieht. Zum Hindurchgehen geeignete Wolkenlöcher sind aus einiger Entfernung sehr leicht als dunkle Stellen in der sonst hellen Wolkendecke zu finden. Das Hindurchstoßen durch eine Wolkendecke ist



Fig. 20.

Der Beginn einer geschlossenen Wolkendecke. Die dunklen Stellen in der Wolkendecke rühren von Wolkenlöchern her.

wesentlich weniger mit Schwierigkeiten verbunden als das Hindurchziehen, jedoch bei größeren Maschinen nicht anzuraten, wenn es sich vermeiden läßt. Für den Einsitzer sind die hier angeführten Schwierigkeiten infolge der Eigenart

¹⁾ Instrumente, die bei Nebellandungen die Entfernung vom Erdboden anzeigen, wurden bereits mehrfach konstruiert. Von einer erfolgreichen Verwendung bei Nebellandungen verlautete bisher jedoch noch nichts.

dieser Maschinen nur in wesentlich geringerem Maße vorhanden. Bei Gewitterwolken ist es immerhin ratsam, diese in genügendem Bogen zu umfliegen. Gewitterwolken sind an ihrer charakteristischen Farbe für den Flieger noch leichter als von der Erde aus zu erkennen.¹⁾ Eine Zwischenstellung zwischen Regen und Nebel nimmt für den Flieger das Schneegestöber ein. In geringer Höhe ist es eher als bei Nebel möglich, noch weiterzufliegen, in größerer Höhe hingegen und bei starkem Schneefall ist dieser ebenso unangenehm wie Nebel. Gestattet es das Gelände und die Orientierung, so empfiehlt sich bei Schneegestöber das Aufsuchen geringer Höhen; der Versuch, über die ganze Schneewolkendecke zu gelangen, mißlingt meistens, so daß eine Zwischenlandung oft das Ratsamste ist, wenn man vom Schneegestöber überrascht ist und ein Umfliegen infolgedessen nicht möglich erscheint. Bei Nebel ist es zwar oft möglich, in sehr geringer Höhe weiterzufliegen und bei besonders guten, ununterbrochenen Anhaltspunkten für die Orientierung noch zum Ziel zu gelangen, aber im allgemeinen unbedingt anzuraten, vor den Nebelschwaden in Ruhe zwischenzulanden und bessere Witterungsverhältnisse abzuwarten. Aus einiger Höhe sind Nebelschwaden an einer leicht gelblichen Farbe sowie daran zu erkennen, daß sie oft aus größerer Höhe noch gerade durchsichtig erscheinen, während sie dies nicht mehr sind, wenn man in ihnen fliegt. Gelangt man über ein Flugziel, welches im Nebel liegt, so ist das Landen meist mit Brüchen verbunden. Es kann leicht vorkommen, daß man sich plötzlich über solchen Nebelgebieten befindet, ohne sie vorher gesehen zu haben. Sie pflegen sich nämlich außerordentlich rasch zu entwickeln. Es ist dann das Beste, unter möglichstem Sparen an Betriebsstoff, um möglichst eine große Flugstrecke zu erzielen, nach dem Kompaß in einer bestimmten Richtung geradeaus zu fliegen; es wird dann in den meisten Fällen gelingen, in nebel freies Gelände zu kommen und dort zunächst zu landen. Man sieht hieraus, daß die immer wieder hervorgehobenen Gefahren von Flügen bei unsicherer Witterung in Wirklichkeit nur bei einer im Frieden nicht gerechtfertigten Unvorsichtigkeit vorhanden sind.

Zwischenlandungen und Notlandungen.

Die beim Fliegen nicht vorhergesehenen Landungen zerfallen in Zwischenlandungen und Notlandungen, die jedoch nicht immer scharf voneinander getrennt sind. Eine Zwischenlandung ist dadurch von der Notlandung verschieden, daß sie meist durch Gründe veranlaßt sind, die nicht beim Flugzeug selbst, sondern bei der Witterung oder der Orientierung liegen. Der Führer hat hierbei genügend Zeit, zum Landen geeignetes Gelände in der Umgegend auszusuchen und den dann bestimmten Platz durch mehrfaches Überfliegen in geringer Höhe sich zunächst genau auf etwa vorhandene Gräben oder sonstige Landehindernisse anzusehen. Man bevorzugt zweckmäßig für alle unplanmäßigen Landungen solches Gelände, das nahe an Ortschaften, Straßen und Bahnen liegt, um im Falle des Abtransportes auf einem anderen als dem Luftwege Hilfskräfte und geeignete Beförderungsverhältnisse zu erreichen. Infolgedessen haftet diesen Zwischenlandungen nichts Erzwungenes an wie den eigentlichen Notlandungen. Bei diesen ist charakteristisch, daß das Flugzeug überhaupt nicht mehr ohne ernste Gefahr den Weiterflug durchzuführen vermag und deshalb gezwungen ist, auf dem geeignetsten Stück des im Gleitflug gerade erreichbaren Geländes niederzugehen. Mit dieser Möglichkeit muß auch beim besten Flugzeug und beim besten Motor genau so gerechnet werden, wie ein Kraftwagen nur eine bedingte und keine absolute Zuverlässigkeit besitzt. Die Hauptbedingung für das glatte Notlanden ist, daß der Flugzeugführer die Maschine auch wirklich auf dem beabsichtigten Platz zum Stehen bringt. Hieraus erhellt die Notwendigkeit des Übens von Ziel-landungen. Eine solche sollte auch jede auf dem Flugplatz ausgeführte Landung sein, um für den Ernstfall nicht zu versagen. Ein großer Prozentsatz aller Brüche ist auf unvollkommene Notlandungen, besonders in unbekanntem Gelände, zurückzuführen. Wichtig ist für die Notlandungen zu wis-

¹⁾ Hiermit soll nicht verkannt sein, daß ein Blitzschlag durchaus nicht zerstörend auf das Flugzeug wirken muß. Es sind selbst aus der Luftschiffahrt Fälle von völlig harmlos verlaufenen Blitzschlägen bekannt geworden.

sen, daß die Furchen von Feldern fast regelmäßig senkrecht zu der angrenzenden Straße oder Weg verlaufen. Die Richtung der Furchen läßt sich bei bestellten und stark bewachsenen Feldern ohne Kenntnis dieser Regel nur sehr schwer feststellen.

(Fortsetzung folgt.)

Bücher-Besprechungen.

Schlomann-Oldenbourg Illustrierte Technische Wörterbücher in 6 Sprachen: Deutsch, Englisch, Französisch, Russisch, Italienisch, Spanisch. Unter Mitwirkung hervorragender Fachleute des In- und Auslandes herausgegeben von Alfred Schlomann, Ingenieur. Bd. 13: **Baukonstruktionen.** Kl. 8^o, XV und 1030 Seiten mit rd. 2600 Abbildungen und Formeln. Preis gebunden M. 25.—, zuzüglich 10% Verlags- und 10% Sortiments-Teuerungszuschlag. München und Berlin 1919, Druck und Verlag von R. Oldenbourg.

Trotz der durch den Krieg begründeten Schwierigkeiten reiht sich dieser neue Band den bisherigen Bänden der I.T.W. vollwertig an. Unter Zuhilfenahme von Bd. 8 der I.T.W. (»Der Eisenbeton im Hoch- und Tiefbau«) ermöglicht der neue Band eine ausgezeichnete internationale Verständigung in der Bausprache. Der Band gliedert sich in die Hauptkapitel: Mathematik, Mechanik, Baustoffe, Grundbau, Steinbau, Holzbau, Eisenbau, Brückenbau, Vorbereitung und Leitung von Brückenbauten, besondere Bauten.

Wie die I.T.W. schon vor dem Kriege der Industrie und dem Handel Deutschlands wertvolle Dienste geleistet und auch während des Krieges sich als außerordentlich nützlich erwiesen haben, so werden sie nicht minder jetzt nach Friedensschluß zur Rückeroberung des deutschen Handels und zur Wiederaufnahme und Ausgestaltung unserer Beziehungen zum Auslande von größter Bedeutung sein.

Über die Abmessungen und die Bauart von Bremszäumen. Von Obering. Dr.-Ing. W. Wilke, Privatdozent an der Universität Leipzig. Sonderabdruck aus der Zeitschrift »Der Ölmotor« VIII. Jahrgang, G. m. b. H., Berlin W 62, Courbiérest. 3. Bezugspreis M. 24 jährlich. Monatlich ein Heft.

Es werden die in der Literatur angegebenen Berechnungsarten von Bremszäumen zusammengestellt und ihre Ergebnisse miteinander verglichen. Die Mehrzahl der bekannten Berechnungsarten hat den Mangel, daß die Umfangsgeschwindigkeit der Brems Scheibe unberücksichtigt bleibt. Eine von Prof. Frese angegebene Formel berücksichtigt zwar die Geschwindigkeit, doch stützt sie sich nur auf wenige Ausführungen, so daß ihr allgemeine Gültigkeit nicht zugesprochen werden kann; lediglich für kleinere Leistungen kann die Fresesche Formel Anspruch auf Brauchbarkeit machen. Eine Übertragung der Berechnung des Reibungsmomentes für Lagerzapfen auf die Berechnung der Bremszäume scheitert daran, daß bislang über die zulässigen Werte der Flächenpressung sowie über die Reibungszahlen zu wenig bekannt ist. Eine Arbeit von Schwetje »Beiträge zur Kenntnis der Reibungsverhältnisse zwischen Holz und Eisen, insbesondere für Bremsvorrichtungen für Leistungsmessungen« liefert gleichfalls keine brauchbaren Werte, da bei den betreffenden Versuchen nur ein recht kleiner Teil des Brems Scheibenumfanges vom Bremsklotz bedeckt wurde, so daß die Wärmeabführungsverhältnisse nicht mit denjenigen bei Bremszäumen, wo der ganze Umfang von Bremsklötzen umschlossen wird, übereinstimmen.

Der Verfasser hat daher, um zu einer brauchbaren Berechnungsweise zu kommen, sich der analog der Berechnung des Reibungsmomentes von Lagerzapfen entwickelten Gleichung bedient und die Konstante dieser Gleichung aus einer großen Anzahl ausgeführter Bremsen ermittelt, wobei der jeweilige Belastungsgrad der untersuchten Brems kritisch gewürdigt wurde. Er kommt so zu Ergebnissen die praktisch recht brauchbar erscheinen und jedenfalls den tatsächlichen Verhältnissen besser Rechnung tragen als die bisher bekannten Berechnungsarten.

Zum Schluß werden mehrere ausgeführte Bremszäume kritisch beschrieben.

Jedem Ingenieur, der sich vor die Aufgabe gestellt sieht, einen Bremsbaum zu entwerfen, dürfte die Arbeit von Wilke eine wertvolle Unterstützung sein.

O. Schwager.

Die Regelung der Ölmotoren. Die Regelung der Brennstoff-zumessung und der Gemischbildung bei Verwendung schwerflüchtiger Treiböle. Von Dr.-Ing. Fritz Modersohn, Oberingenieur. München und Berlin 1919, Verlag von R. Oldenbourg. 98 S. 8^o. 51 Abb. Preis geheftet M. 6,50 zuzüglich 10% Verlags- und 10% Sortiments-Teuerungszuschlag.

Im ersten Teil des vorliegenden Buches werden die verschiedenen regelbaren Brennstoffpumpen für Ölmotoren beschrieben und ihre Vor- und Nachteile auseinandergesetzt, insbesondere ist der Rückwirkung auf den Regler und der Reglerarbeit besondere Aufmerksamkeit gewidmet. Der zweite Teil beschäftigt sich mit der Brennstoffeinspritzung und der Regelung der Gemischbildung. Es

wird der Versuch unternommen, die Einblasedruckverhältnisse in Abhängigkeit von der Belastung und der Drehzahl der Maschine rechnerisch zu erfassen, um daraus eine gewisse Gesetzmäßigkeit herzuleiten, die zur Lösung der Aufgabe, die Regelung des Einblaseluftdruckes in der erforderlichen Weise selbsttätig zu bewirken, benutzt werden kann. Schließlich wird ein vom Verfasser auf Grund seiner Untersuchungen entworfener selbsttätiger Regler beschrieben.

Im Anhang werden die Einspritzverfahren, die ohne Druckluft mit Einspritzung durch Verbrennungsgase oder unmittelbarer Einspritzung durch die Brennstoffpumpe arbeiten, in ihrer grundsätzlichen Wirkungsweise kurz beschrieben und einer Kritik unterworfen. Ein Literaturverzeichnis ergänzt die Ausführungen des Verfassers.

Selbstverständlich konnte es nicht Zweck der Untersuchungen sein, eine Berechnungsweise für die Höhe des Einblasedruckes im allgemeinen zu finden, denn dieser muß nach wie vor durch Versuch ermittelt werden, da er zu sehr von der Beschaffenheit des Brennstoffes und den baulichen Verhältnissen der Maschine abhängt, doch konnten die Druckverhältnisse für eine mit einem bestimmten Brennstoff arbeitende bestimmte Maschine in guter Übereinstimmung mit praktischen Versuchen rechnerisch erfaßt werden. Die Darstellung ist klar und leicht faßlich. Das vom Verlag gut ausgestattete Werk hilft einem fühlbaren Mangel in der einschlägigen Literatur ab.

Mechanische und technische Grundlage des Segelfluges. Von Dr. Raimund Nimführ, Berlin W. 62, R. C. Schmidt & Co. 142 S. mit 27 Abb.

Ein Werkchen, welches vielleicht vor allem deshalb Interesse beansprucht, weil sich auf Grund der Nimführschen Theorie eine Gesellschaft zum Studium des Segelfluges und zum Bau von derartigen Flugzeugen gegründet hat.

Im wesentlichen findet Nimführ durch Anwendung des Gesetzes vom freien Fall und der Energiegleichung auf die Luftteilchen in der Nähe einer Tragfläche eine einfache, der bekannten Fallgleichung identische Gleichung für die »Abströmgeschwindigkeit« der Luft von der Tragfläche, wobei die spezifische Flächenbelastung (in der Nimführschen Definition, d. h. Druckunterschied auf einer Flügelseite) die Rolle der »Fallhöhe« spielt. Vorher hat er bewiesen (!), daß ein Abströmen der Luft nach unten und ein Zuströmen von oben wegen des entgegengesetzt verlaufenden atmosphärischen Druckgefälles nicht möglich ist. Er kommt daher zu dem Resultat, daß die für die gewählte »spez. Flächenbelastung« günstigste Fluggeschwindigkeit diejenige des Abströmens der Luft ist, da dann ein Abströmen »nach vorne« unmöglich wird und sich die Tragfläche stets in ihrem »Stütz- bzw. Saugkörper« befindet. Hiernach gibt es also für eine gewählte Flächenbelastung eine günstigste Fluggeschwindigkeit. Diese Theorie erscheint schon deshalb anfechtbar, weil sie den Vorgang der Strömung um eine Tragfläche in unzulässiger Weise vereinfacht.

Der auf S. 84 entwickelte Unterschied zwischen aerodynamischer und kritischer (d. h. Nimführscher) Schwebearbeit erscheint als Beweis für einen Fehlschluß in Nimführs Entwicklungen.

Ohne Zuführung von Energie gelingt auch Nimführ kein Segelflug, und er beweist am Ende seines Werkes, wie z. B. die Energie der Wasserwellen sich auf die Luft überträgt und dem Schwebeflieger als Energiequelle dient. Diese sowie die Einwirkung von Böen (Wind- oder Sonnenböen) auf Tragflächen im Sinne einer

Energiequelle ist z. B. in viel einfacherer Weise von A. Betz oder Knoller dargelegt worden. Sie deckt sich in dieser Fassung auch mit den praktischen Flugerfahrungen von Experimentatoren auf diesem Gebiet (Harth in Bamberg). Alles ins Detail gehende Rechnen erscheint auf diesem dunklen Gebiet vorläufig verfrüht.

Große Schwierigkeiten dürften sich auch der konstruktiven Verwirklichung der Nimführschen Ideen in den Weg stellen, nämlich der »Schaffung eines Flugzeuges mit pneumatischen und verstellbaren Flügeln . . . , einem Gleitsegel von variierbarer Flächen-größe . . . , einem mechanischen Gehirn . . . , das die gleiche Leistung ergeben würde wie das Gleichgewichtsorgan der Flieger in der Natur«.

E. v. Löbl.

Forschungsstätten technischer Arbeit. Handbuch der auf dem Gebiet der Technik und verwandten Wissenszweige arbeitenden Forschungs-, Versuchs- und Prüfanstalten u. dgl. sowie der diese Anstalten unterstützenden Vereine, Körperschaften und Organisationen. Bearbeitet von Dipl.-Ing. Wallich. Herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure. Berlin 1919. Selbstverlag des Vereines deutscher Ingenieure; für den Buchhandel: Julius Springer, Berlin W. 9, Linkstr. 23—24. VIII u. 183 S. 8°. Preis geheftet M. 7,50.

Das Verzeichnis der Prüfstellen und Forschungsanstalten, der technisch-wissenschaftlichen Vereine und Stiftungen soll nach dem Vorwort in erster Linie das Zusammenarbeiten der Industrie mit der technischen Wissenschaft beim Wiederaufbau unseres Wirtschaftslebens fördern. Es wird aber weit über den Kreis der Industrie hinaus auch z. B. den Angehörigen dieser Forschungsstätten und Körperschaften selbst höchst willkommen sein. Enthält es doch eine große Zahl (299) von Namen mit Angaben über Gründung, Arbeitsgebiet, Organisation, leitende Personen, Geldmittel, Veröffentlichungen usw.

Aus dem Gebiete der Luftfahrt werden aufgeführt: Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt (S. 5), die Versuchsanstalt für Flugwesen (v. Parseval, S. 29), die Versuchsanstalt für Kraftfahrzeuge (Riedler, S. 29), sämtlich in Berlin, das Flugwissenschaftliche Institut in Braunschweig (Schlink, S. 38), die Aerodynamische Versuchsanstalt (Schütte, S. 51), das Laboratorium für Strömungsphysik (Föttinger, S. 53) in Danzig, das Institut für angewandte Mechanik und die Modellversuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen (Prandtl, S. 80), die Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt, G. m. b. H. (Bruckhoff, S. 86), das Flugtechnische Forschungsinstitut und die Flugtechnische Stiftung der Hannoverschen Waggonfabrik A.-G. (Pröll, S. 93 bzw. 158), die Luftschraubenprüfanlage und die Prüfstände für Flugzeug- und Luftschiffmotoren in Kiel (Ulrich, S. 108 u. 109).

Hierunter fehlt die Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, ferner z. B. das Aerodynamische Laboratorium in Aachen (von Kármán). Auffallenderweise ist von den Universitäten z. B. das Göttinger Physikalische Institut (Debye) erwähnt, dagegen nicht z. B. das technisch bedeutsame Laboratorium von K. E. F. Schmidt in Halle a. S. mit der Funkentelegraphischen Versuchstation.

Daß unter den Vereinen die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt vergessen ist, müssen wir an dieser Stelle mit gekränkter Miene vermerken. Wir wollen jedoch über dem Fehlenden das Vorhandene nicht übersehen und die Reichhaltigkeit und Brauchbarkeit des Materials, das hier erstmalig zusammengetragen ist, dankbar anerkennen.

E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin W. 35

Schöneberger Ufer 40, pl.

Fernsprecher:
Amt Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Ing. Anton Münzel, Oberschöneweide, Wilhelminen-
hofstr. 25 II.

Ing. Hans Baumeister, Friedrichshafen a. B., Fried-
richstr. 15.

Major Haehnelt, Insp. d. Flieger, Berlin N 24,
Friedrichstr. 107.

Dipl.-Ing. Hans Zeyssig, Charlottenburg, Kurfürsten-
allee 37.

2. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unser Mitglied, der stellv. Direktor Herr Major a. D.
Solff, ist zum Direktor der Gesellschaft für draht-
lose Telegraphie »Telefunken« ernannt worden.

3. Adressenänderungen:

Obering. H. Dechamps, Bremen, Graf Moltkestr. 5.
Regbmstr. Herrmann, Zeppelinwerke Staaken,
Privatadresse: Berlin-Halensee, Ringbahnstr. 2.

Prof. Budde, Feldafing am Starnberger See.

Mar.-Bmstr. Neesen, Altona-Ottmarschen, Moltke-
straße 186.

Dr. Wieselsberger, Göttingen, Reinhäuser Land-
straße 53.

Obering. Leuschel, Aschersleben, Goethestr. 2.

Führ. von Thüna, Böblingen, Waldburgstr.

Torpedo-Stabs-Ing. Meyke, Köln-Poll, Siegburger-
Straße 186.

Dr. Ludwig Hopf, München, Georgenstr. 22/II.

Dipl.-Ing. Gaule, Techn. Hochschule Danzig-Lang-
fuhr, Maschinenbau-Laboratorium.

Dipl.-Ing. Deutrich, Minden i. W., Karlstr. 24.

Direktor Rumpfer, Göggingen b. Augsburg, Hessingsche
Kuranstalt.

Dipl.-Ing. Dörr, Lindau a. B.

4. Verstorben:

Dr. Tepelmann, Braunschweig.

Die Geschäftsstelle.

